TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA – KWIECIEŃ 1937 r. Nr. 4

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

T R E Ś Ć:

NOWE METODY OBLICZEŃ KADŁUBÓW SKORUPOWYCH*)

INŻ. PIOTR BIELKOWICZ

1. Stateczność blachy

W konstrukcjach skorupowych na pierwsze miejsce wysuwają się zagadnienia stateczności; natomiast prawie że znikają kwestie czysto wytrzymałościowe. Jedynie elementy przyjmujące siły skupione od skrzydła lub płozy mogą być narażone na naprężenia rzędu naprężeń niszczących dany materiał.

Przytoczę tu w kilku słowach zasadnicze teorie i wzory, dotyczące stateczności blach i profilów.

Weźmy płytę metalową płaską z brzegami podpartymi, ściskaną siłami jednostajnie rozłożonymi na dwóch przeciwległych brzegach (rys. 1). Jak wiadomo, nastąpi wyboczenie blachy skoro tylko wartość naprężeń ściskających przekroczy pewną krytyczną wartość σ_{Kr} W/g prof. Timoszenki i Hubera:

$$\sigma_{Kr} = \frac{E\pi^2}{12(1-\mu^2)}\left(\frac{1}{m}\frac{a}{b} + m\frac{b}{a}\right)^2 \cdot \frac{\delta^2}{b^2}$$

m = ilości półfal poprzecznych

przy $a < b\sqrt{2}$ $m = 1$

$b\sqrt{2} < a < b\sqrt{6}$ $m = 2$

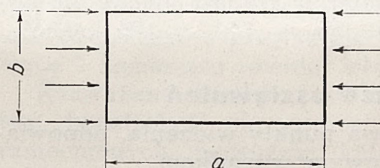
$b\sqrt{6} < a < b\sqrt{12}$ $m = 3$

δ = grubość blachy

E = moduł sprężystości, dla duralu $E = 7,10^5$ kg/cm²

μ = liczba Poissona, dla duralu $\mu = 0,36$.

Oznaczamy $K = \left(\frac{1}{m}\frac{a}{b} + m\frac{b}{a}\right)^2$ wówczas możemy napisać



Rys. 1.

$$\sigma_{Kr} = K\frac{\pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \cdot \left(\frac{\delta}{b}\right)^2$$

Podajemy na rys. 2 wykres K i σ_{Kr} w funkcji a/b, dla wartości $\frac{b}{\delta} = 100$. Jak widać z wykresu, można przyjąć dla $\frac{a}{b} > 2$ wartość $K = 4$.

Dla orientacji podajemy, że przy $a = 500$ mm, $b = 150$ mm, $\delta = 0,8$ mm, $\frac{b}{\delta} = 187,5$ mm. mamy $\sigma_{Kr} \cong 0,75$ kg/mm².

Blachy zakrzywione walcowo (rys. 3), a ściskane wzdłuż tworzącej mają znacznie większą sztywność. Według Lundquista:

$$\sigma_{Kr} = \frac{0,6.E}{\sqrt{3(1-\mu^2)}} \cdot \frac{\delta}{R} = 0,372.E\frac{\delta}{R}$$

R = promień krzywizny blachy.

Przyjmujemy w/g Timoszenki: $\sigma_{Kr} = 0,3.E\frac{\delta}{R}$

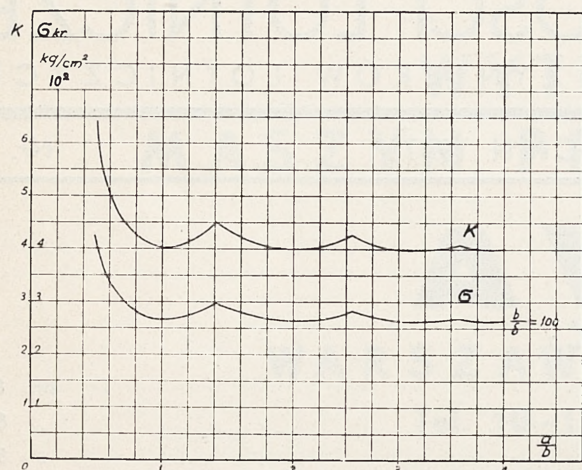
o ile $f > 1,5\delta$ i $b = \beta R > 2\pi\sqrt[4]{\frac{R^2\delta^2}{12(1-\mu^2)}}$

Biorąc $R = 100$ cm; $b = 15$ cm; $\delta = 0,08$ cm i podstawiając do nierówności, otrzymamy

15 cm > 9,87 cm

więc:

*) Odczyt wygłoszony na Zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dn. 12.III. 1937 r.



Rys. 2.

$$\sigma_{Kr} = 0{,}3.\ 7.10^5 \frac{0{,}08}{100} = 168\ \text{kg/cm}^2.$$

Przedstawiamy na wykresie (rys. 4) σ_{Kr} w funkcji R dla blachy $\delta = 0{,}8$ mm.

Stateczność blachy walcowej na ścinanie wyrażamy za pomocą wzoru Wagnera:

$$\tau_{Kr} = 1{,}1.\ E\frac{\delta}{R} + 7{,}5.\ E\left(\frac{\delta}{b}\right)^2$$

Spółczynnik 7,5 odpowiada blasze zamocowanej na brzegach. Dla wymiarów arkusza blachy jak wyżej otrzymamy $\tau_{Kr} = 56 + 140 = 196$ kg/cm².

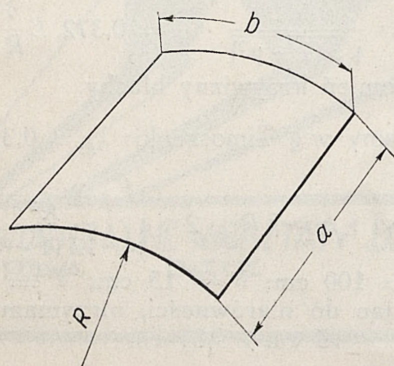
2. Praca usztywnień

Tu możliwe są dwa punkty widzenia, odpowiadające dwum krańcowym wypadkom.

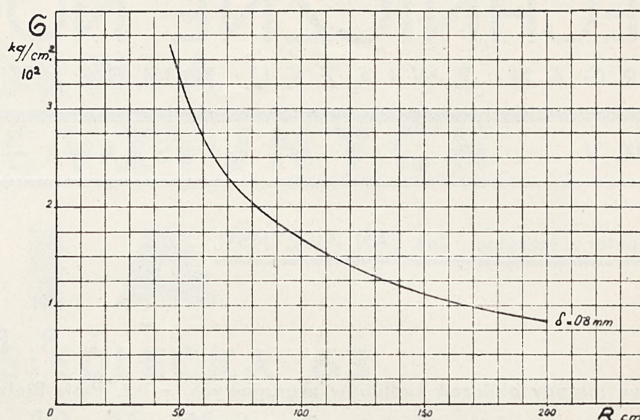
a) Sztywność profilów przynitowanych do blachy (rys. 5) nie jest b. wielka, np. 2, 3 lub 5-ciokrotnie tylko przewyższa sztywność blachy samej.

Oznaczmy przez $B = E\ I$ sztywność profilu. Oznaczmy przez $D = \frac{E\delta^3}{12(1-\mu^2)}$ sztywność blachy. Stosunek sztywności obu elementów pokrycia wynosi $\gamma = \frac{B}{D.\ d}$, gdzie d jest rozstawieniem usztywniaczy.

Naprężenie krytyczne, powodujące wyboczenie blachy usztywnionej wyraża się wzorem $\sigma_{Kr} = \sigma_o . k$ gdzie $\sigma_o = \sigma_{Kr}$ dla blachy nieusztywnionej, zaś $K = f\left(\frac{a}{b}, \gamma\right)$.



Rys. 3.



Rys. 4.

Kształt tej funkcji i szczegółowe rozważanie kwestii czytelnik znajdzie w pracach prof. Timoszenki.

Znane są również wzory empiryczne używane w fabrykach amerykańskich, np. wzór Consolidated, gdzie σ_{Kr} blachy usztywnionej jest podane w funkcji promienia krzywizny blachy, rozstawienia usztywniaczy i σ_{Kr} samego profilu usztywniającego. Wzór ten, jak sprawdzono u nas, przy niektórych profilach daje wyniki zgodne z rzeczywistością.

b) Rozważmy teraz wypadek, gdy γ jest duże, rzędu 10 lub jeszcze większego. Możemy wówczas uważać pokrycie kadłuba usztywnione ramami i profilami jako podzielone na szereg prostokątów o wymiarach $a \times b$ (rys. 6). Możemy dla każdego arkusza blachy o danych wymiarach i krzywiźnie ustalić σ_{Kr}, po przekroczeniu którego blacha utraci stateczność między usztywniającymi ją profilami. Wówczas zamiast ciągłego i jednostajnego rozkładu naprężeń na całym przekroju ściskanym, nastąpi skupienie sił na usztywniaczach i w ich najbliższym sąsiedztwie (rys. 7). Po przekroczeniu σ_{Kr} dla blachy samej możemy uważać, że ściskania są przenoszone jedynie przez profile usztywniające i przylegające do nich wąskie paski blachy, które zachowują swoją sztywność.

Za pomocą wzoru Karmana wyznaczamy szerokość paska współpracującego

$$2\,b_o = \frac{\pi.\ \delta}{\sqrt{3(1-\mu^2)}}\sqrt{\frac{E}{\sigma_1}}$$

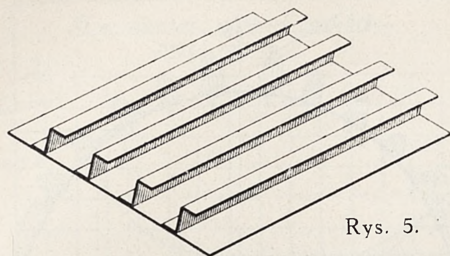
$\sigma_1 = \sigma_{Kr}$ dla profilu samego.

Jeżeli nitowanie profilu jest dwurzędowe, to należy dodać rozstęp między rzędami nitów,

$\frac{\pi}{\sqrt{3(1-\mu^2)}} \cong 1{,}9$; na podstawie doświadczeń Lundquista obniżamy tę wartość do 1,7. Otrzymamy wówczas:

$$2\,b_o = 1{,}7.\ \delta.\sqrt{\frac{E}{\sigma_1}}$$

Jeżeli σ_1 profilu jest wyznaczane z prób, to należy wziąć pod uwagę, że ściskając np. zetownik otrzy-



Rys. 5.

mamy wyboczenie w płaszczyźnie najmniejszej sztywności jego przekroju. Tymczasem na pokryciu ten zetownik jest „trzymany" przez blachę i wyboczenie jego może nastąpić wraz z pokryciem w płaszczyźnie prostopadłej do pokrycia.

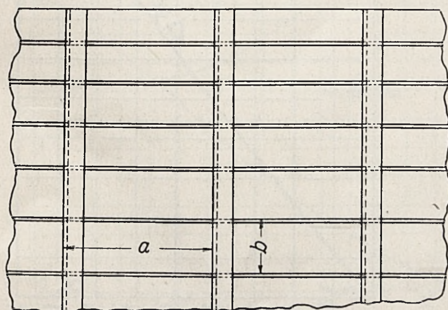
Podczas próby samego profilu należy odtworzyć te warunki przez przynitowanie paska blachy. Np. zakładając, że wyboczenie zetownika o danej długości w płaszczyźnie prostopadłej do pokrycia nastąpi przy $\sigma_1 = 10$ kg/mm², ustalamy szerokość paska o grubości blachy $\delta = 0{,}8$ mm.

$$2b_0 = 35 \text{ mm.}$$

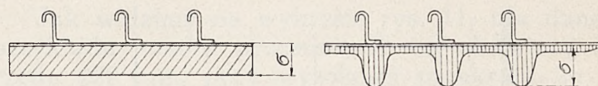
Zwróćmy uwagę, że przy profilach bardzo sztywnych szerokość paska maleje, czyli że blacha przestaje wykonywać dostrzegalną pracę przy bardzo sztywnym szkielecie. Naodwrót, przy usztywniaczach wiotkich, σ_1 jest małe, zaś szerokość pasków może wzrastać kilkakrotnie i nawet wypełnić całą przestrzeń między profilami. Wówczas mamy wypadek rozważony w a). Wyboczenie blachy i profilów następuje jednocześnie, przy stosunkowo niskich naprężeniach ściskających.

Dla sprawdzenia wzoru Karmana wykonaliśmy kilka prób, ściskając blachy usztywnione zetownikami, jak na rys. 7, przy rozmaitych rozstawieniach zetowników. Przy założeniu, że teoria pasków jest słuszna, musimy otrzymać te same naprężenia niszczące, jeżeli siłę ściskającą odnosimy tylko do sumy pól przekrojów zetowników i pasków. Reszta blachy już nie gra roli.

Badano próbki przy rozstawieniu zetowników 170, 150, 100 mm, dla których otrzymano odpowiednio naprężenia krytyczne: 11,25 kg/mm², 11,4 kg/mm² i 11,4 kg/mm²; stosunek $\frac{a}{b}$ we wszystkich próbkach był bliski do 1. Długości ściskanych płytek były 500 mm i 300 mm, przy obustronnie przegubowym zamocowaniu. Grubości blach badanych wynosiły 0,64 i 0,8 mm. Pole przekroju zetownika $F = 50$ mm².



Rys. 6.



Rys. 7.

3. Przykład wzorcowego kadłuba skorupowego

Celem skonkretyzowania dalszych rozważań zajmijmy się określonym wypadkiem. Weźmy kadłub o przekroju owalnym (rys. 8), który zawsze możemy dobrać, zbliżając go możliwie ściśle do przekroju badanego kadłuba.

Wysokość przekroju $2a = 1780$ mm

Szerokość przekroju $2b = 1560$ mm.

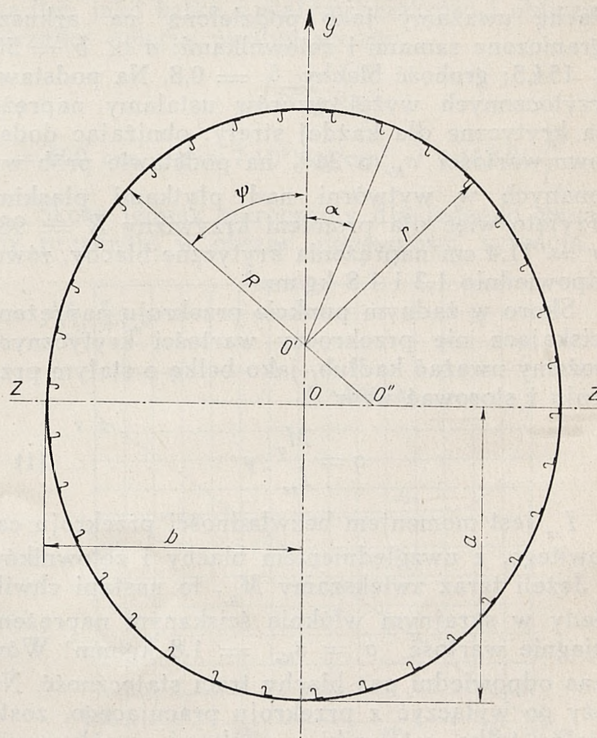
Owal został zakreślony dwoma promieniami $r = 71{,}4$ cm i $R = 98{,}2$ cm.

Każdy punkt na obwodzie owalu jest jednoznacznie wyznaczony przez podanie kąta α.

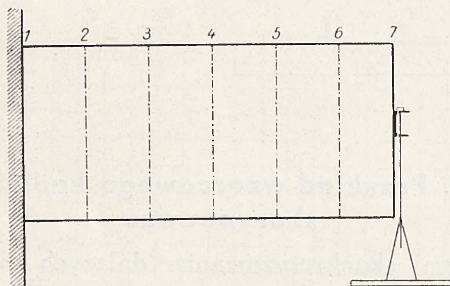
Kadłub pokryto blachą duralową 0,8 mm, usztywnioną zetownikami o rozstawieniu $d = 154{,}5$ mm, oraz ramami o przekroju ceówkowym co 500 mm. Pole przekroju zetownika o grubości 1,25 mm wynosi 50 mm². Moment bezwładności przekroju względem osi ZZ wynosi $I_{zz} = 225704$ cm⁴; pole przekroju = blacha + zetowniki $F = 59{,}06$ cm². Moment względem osi YY: $I_{yy} = 184667$ cm⁴.

Rozważmy próbkę kadłuba o stałym przekroju i o długości $L = 3000$ mm (rys. 9). Przekrój przy ramie 1 jest przymocowany do płyty stalowej. W przekroju przy ramie 7 zawieszono ciężar. Ramę 7 zamknięto również płytą stalową.

Rozważany kadłub jest klasycznym przykładem konstrukcji skorupowej, gdyż nie posiada wzmocnionych podłużnic, których obecność zasadniczo zmienia przebieg pracy kadłuba podczas gięcia.



Rys. 8.



Rys. 9.

4. Gięcie kadłuba

Rozważmy gięcie kadłuba w płaszczyźnie pionowej; gięcie jest wywołane przez siłę skupioną położoną w płaszczyźnie symetrii kadłuba.

Aby uprościć rozumowanie rozdzielamy zjawiska gięcia i ścinania. Zakładamy więc naprzód, że obciążenie w przekroju przy ramie 7 wywołuje w pozostałych przekrojach tylko momenty gnące, tak jak przy obciążeniu parą sił, rosnącą w miarę zbliżania się do ramy 1-ej. Poźniej rozważymy wpływ samego tylko ścinania. Całkowity obraz otrzymamy przez nakładanie obu zjawisk. Uwzględniając wpływ zamocowania na pracę pokrycia, będziemy uważali, jako miarodajne, naprężenia obliczone dla przekroju w odległości conajmniej 500 mm od płaszczyzny ramy 1-ej.

Nie uwzględniamy na razie wpływu jednoczesnego działania sił tnących i ściskających na obniżenie granic stateczności blachy pokrycia, gdyż maksymalne naprężenia tnące powstają w strefie przy osi obojętnej przekroju, zaś maksymalne naprężenia ściskające we włóknach najwięcej od tej osi oddalonych.

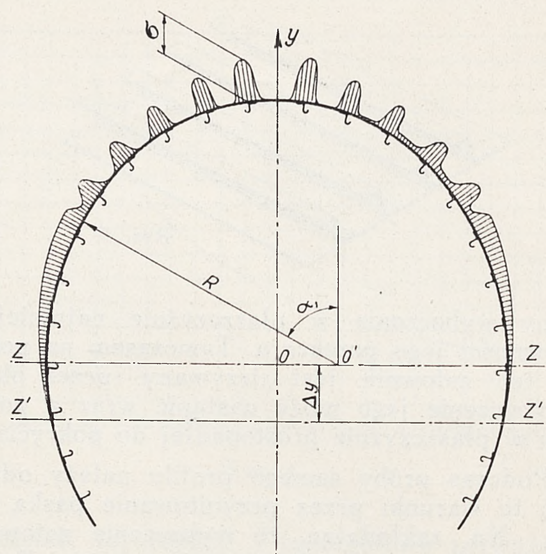
Pokrycie możemy podzielić na 2 obszary o dwuch różnych krzywiznach: R i r, jak na rys. 8. Blachę uważamy jako podzieloną na arkusze, ograniczone ramami i zetownikami: $a \times b = 500 \times 154{,}5$; grubość blachy $\delta = 0{,}8$. Na podstawie przytoczonych wyżej wzorów ustalamy naprężenia krytyczne dla każdej strefy; obniżając dodatkowo wartości σ_{Kr} o 24% na podstawie prób wykonanych w wytwórni nad płytkami płaskimi. Przyjęto więc dla promieni krzywizny $R = 98{,}2$ i $r = 71{,}4$ cm naprężenia krytyczne blachy, równe odpowiednio 1,3 i 1,8 kg/mm².

Skoro w żadnym punkcie przekroju naprężenie ściskające nie przekroczy wartości krytycznych, możemy uważać kadłub, jako belkę o stałym przekroju i stosować wzór

$$\sigma = \frac{M_g}{I_{zz}} \cdot y \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

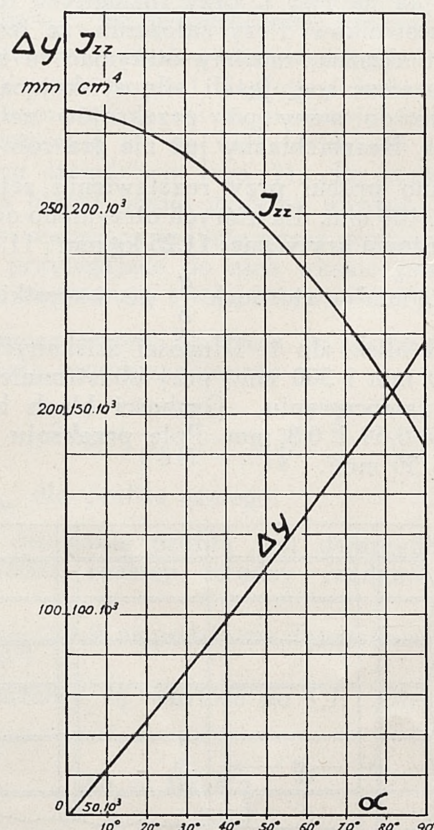
I_{zz} jest momentem bezwładności przekroju całkowitego, z uwzględnieniem blachy i zetowników.

Jeżeli teraz zwiększamy M_g, to nastąpi chwila, kiedy w skrajnym włóknie ściskanym naprężenie osiągnie wartość $\sigma = \sigma_{Kr} = 1{,}8$ kg/mm² Wówczas odpowiedni pas blachy traci stateczność. Należy go wyłączyć z przekroju pracującego, zostawiając tylko zetowniki z paskami współpracującymi, w danym wypadku o szerokości 35 mm. Moment bezwładności przekroju zmniejszy się odpowiednio, zaś oś obojętna przesunie się o pewien odcinek Δy w kierunku strefy rozciąganej, gdzie można uważać, że pokrycie pracuje bez uszczerbku.

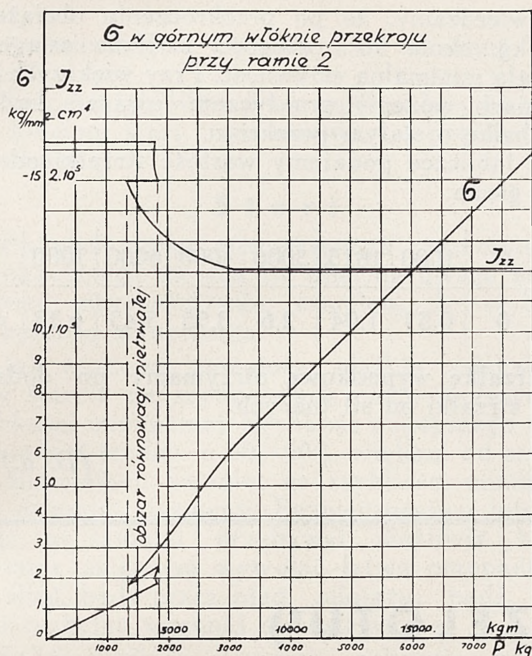


Rys. 10.

Przy dalszym wzroście M_g wzrost naprężeń nie będzie liniowy, jak to wynikało ze wzoru (1). Wskutek osłabienia wartości I_{zz} przy wzroście M_g naprężenia wzrastają w sposób przyśpieszony. Zanim jeszcze cała strefa skrajna o promieniu krzywizny r zostanie sfalowana, rozpocznie się już utrata stateczności strefy o promieniu R, wskutek mniejszej wartości σ_{Kr} na tej strefie.



Rys. 11.



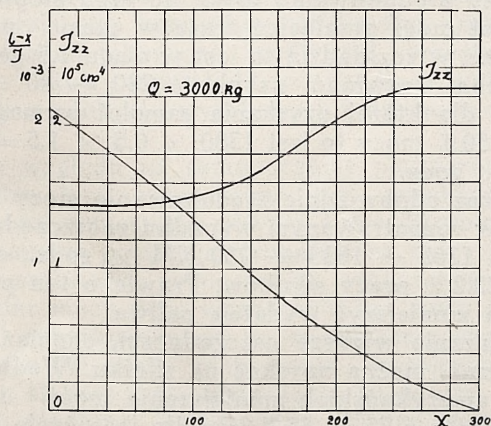
Rys. 12.

Wobec małej różnicy R i r zakładamy jednak, że kąt α jednoznacznie wyznacza granicę strefy, która już utraciła stateczność. Taką strefę traktujemy teraz jako złożoną z kilku poszczególnych przekrojów zetowników i pasków, poprzedzielanych niepracującą blachą. Rozkład naprężeń będzie wyglądał jak na rys. 10. Dla obliczenia wartości naprężeń podstawiamy do wzoru (1) zmienne wartości I_{zz} zaś zamiast y zmienną wartość $y + \Delta y$.

Na wykresie (rys. 11) podaję przebieg zmienności momentu bezładności I_{zz} i przesunięcie osi obojętnej przekroju w funkcji kąta α wyznaczającego granice strefy sfalowanej ściskanej.

Zwiększając ciągle M_g, dojdziemy nareszcie do stanu takiego, że cała strefa ściskana utraci stateczność za wyjątkiem zetowników i pasków.

Po paru przybliżeniach można wyznaczyć ostateczne położenie osi obojętnej i odpowiadający jej moment bezwładności I_{zz}. Dalszy wzrost momentu gnącego już prawie nie wpłynie na zmianę charakterystyk danego przekroju.



Rys. 13.

Jak widzimy na wykresie rys. 11, dla danego przykładu mamy przesunięcie osi obojętnej Δy_1 rzędu 220 mm, przy wysokości przekroju $2a = 1780$ mm, zaś zmniejszenie momentu bezwładności jest rzędu 37%. Wskaźniki wytrzymałości włókien ściskanych wykażą jeszcze większy spadek wskutek przyrostu odległości od osi obojętnej. Po osiągnięciu tego stanu wzrost naprężeń w pracujących elementach przekroju będzie znowu odbywał się w sposób liniowy w/g wzoru

$$\sigma = \frac{M_g}{I'_{zz}} (y + \Delta y_1)$$

gdzie I'_{zz} jest osłabionym stałym momentem bezwładności.

Na rysunku 12 podaję przebieg zmienności I_{zz} i σ w funkcji momentu względnie obciążenia, przyłożonego przy ramie 7 a wywołującego moment w przekroju przy ramie drugiej. Należy zwrócić uwagę na obszar zaznaczony jako obszar równowagi nietrwałej, w którym jednej wartości momentu gnącego odpowiadają aż trzy wartości naprężeń względnie momentów bezwładności. Podwójne załamanie się krzywych jest powodowane istnieniem 2-ch stref o różnych krzywiznach. Dla przekroju kołowego mielibyśmy jeden „zygzak". W rzeczywistości odbywa się poprostu przeskok z dolnej krzywej na gałąź górną po przekroczeniu pewnego obciążenia wewnątrz strefy niepewności. Przeskok może nastąpić w dowolnym punkcie tego obszaru, w zależności od pierwotnych odkształceń pokrycia, asymetrii obciążeń i t. p.

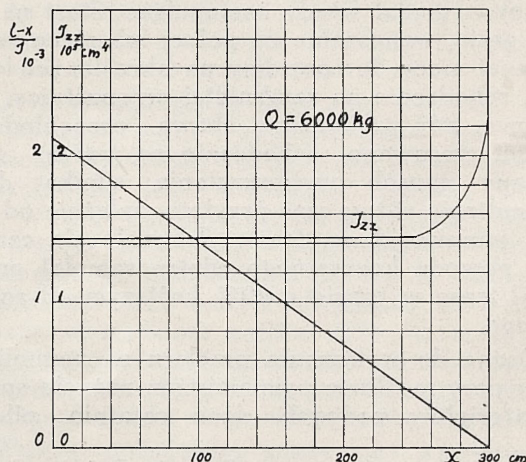
5. Strzałka ugięcia

Wykres strzałki ugięcia przedstawia tę samą nieciągłość, jak i wykres naprężeń normalnych. Jeśli w każdym przekroju kadłuba naprężenia nie przekraczają granic strefy niepewności, traktujemy kadłub jako belkę o stałym przekroju i obliczamy strzałkę ugięcia według wzoru:

$$f = \frac{-Ql^3}{3EI_{zz}}$$

$= 300$ cm. $E = 7.10^5$ kg/cm²; $f = 12{,}86 \frac{Q}{I_{zz}}$.

Skoro jednak wkroczymy dla jednego chociażby przekroju w obszar niepewności, sytuacja się



Rys. 14.

zmienia, i musimy traktować kadłub jako belkę o zmiennym przekroju. Tam, gdzie moment siły Q jest nieduży, przekrój zachowuje pierwotną sztywność; natomiast w przekrojach, gdzie moment gnący jest duży, stwierdzamy zmniejszenie sztywności, co powoduje przyrost strzałki ugięcia.

Obliczamy teraz strzałkę w/g wzoru

$$y = \frac{-Q}{E}\int_{o}^{l} dx \int_{o}^{x} \frac{l - x}{I_{zz}} . dx$$

Na wykresach (rys. 13 i 14) podaję zmienność momentu bezwładności wzdłuż osi OX kadłuba przy danych 2 obciążeniach, oraz funkcję $\frac{l - x}{I_{zz}}$, której podwójne całkowanie daje strzałkę ugięcia.

Stwierdzamy, że po przekroczeniu obciążenia 6000 kg, około 90% długości kadłuba osiągnęło już stałą minimalną sztywność. Przy większych obciążeniach możemy praktycznie uważać kadłub jako belkę o stałym przekroju.

W tabliczce podajemy wartość strzałki od samego gięcia.

Q	0	1000	1815	3000	4000	6000	7000	kg
f_1	0	0,57	1,04	2,6	3,55	5,45	6,35	mm

Strzałkę wypadkową otrzymamy po dodaniu do f_1 strzałki od sił tnących.

(D. n.)

O TECHNICE PRZELOTU*)

KAZIMIERZ DZWONKOWSKI

Umiejętne wykonanie przelotu daje możliwość uzyskania dużych oszczędności na zużyciu: silnika, materiałów pędnych, wreszcie samego płatowca. Bliższa analiza wykazała, że przelot jest zależny od wielu czynników, w większości wypadków wymykających się z pod oceny czucia pilota. Okazało się konieczne dokładne zbadanie wszystkich czynników wpływających na lot i ustalenie pewnych zasad, które umożliwiałyby załodze statku powietrznego należyte wykorzystanie warunków przelotu.

Do niedawna przedsiębiorstwa lotnicze zakładały pewną „moc użytkową", normalnie 70—80% mocy nominalnej silnika. Pilot obowiązany był do latania na określonych obrotach, odpowiadających założonej mocy użytkowej. Po zwiększeniu wysokości przelotu samolotów komunikacyjnych, wyłoniła się konieczność określenia obrotów silnika na różnych wysokościach. Pilot otrzymał wtedy wykresy, przy których pomocy mógł znaleść obroty silnika dla danej wysokości i obranej przez przedsiębiorstwo lotnicze „mocy użytkowej".

Lot wyglądał wtedy następująco: start na pełnym gazie, wznoszenie na pełnej lub nieco zredukowanej mocy, lot poziomy na określonych obrotach, schodzenie na zamkniętej przepustnicy. Wyjątkowo, gdy zachodziła obawa przechłodzenia silnika, stosowano schodzenie na małym gazie. Opisany sposób wykorzystania silnika dawał w rezultacie różny czas przylotu, zależnie od wiatrów panujących na trasie. Zdarzało się czasem, że z powodu korzystnego wiatru samolot przelatywał trasę w czasie o 40% krótszym od rozkładowego.

Dążąc do wykonania przelotu na najmniejszej mocy przy możliwie najmniejszym zużyciu sprzętu i materiałów pędnych, dano ostatnio pilotowi pewną, ograniczoną zresztą, swobodę w wykorzystaniu silnika. Start odbywa się przy pełnym otwarciu przepustnicy, wznoszenie, lot poziomy i schodzenie odbywa się jednak na mocy, którą pilot obiera po uwzględnieniu warunków meteorologicznych, panujących na trasie, mając zawsze na uwadze punktualny przylot i najmniejszą moc użytkową.

Korzyści, jakie dać może umiejętnie wykorzystanie wiatru w czasie przelotu, ilustruje najlepiej przykład: samolot Douglas D.C.-2 z dwoma silnikami Bristol Pegasus III o mocy nominalnej 2 × 690 = 1380 KM. rozwija na wysokości 1000 m szybkość 280 km/g przy użyciu 70% mocy, to jest na 966 KM. Przy przelocie trasy 420 km. w bezwietrzu pracuje 966 KM. w czasie 1,5 godziny. Mając wiatr tylny 40 km/g. i lecąc na tej samej mocy, samolot przelatuje trasę w czasie $\frac{420}{280 + 40} = 1{,}31$ godz. W pierwszym wypadku pobierzemy z silnika 966 × 1,5 = 1449 KM × godz., w drugim — 966 × 1,31 = 1265 KM × godz.

Przy zredukowaniu mocy do tego stopnia, by samolot mógł przelecieć trasę w czasie przewidzianym w rozkładzie to jest w ciągu 1,5 godziny, potrzeba rozwinąć szybkość 280 — 40 = 240 km/g., dla której uzyskania samolot wymaga już tylko 50% mocy to jest 1380 × 0,5 × 1,5 = 1035 KM × godz.

Przez odpowiednie zredukowanie mocy można więc w rozpatrywanym wypadku zaoszczędzić silnikom 1265 — 1035 = 230 KM × godz., co wynosi 22,2% pracy silników. Prawie o ten procent można zmniejszyć wydatek paliwa.

Znacznie większe oszczędności, chociaż mniej widoczne, można uzyskać na silniku. Według danych amerykańskich zmniejszenie mocy użytkowej silnika z 75 na 55% zdwoiło jego życie (Aviation marzec 1935 praca E. Allena i W. Oswalda

*) Odczyt wygłoszony na Zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych w dn. 2.IV. 1937 r.

„Economie Engine Operation for Cruising Reliability").

Rozpatrując bliżej poszczególne fazy lotu, opiszę kolejno: start, wznoszenie, lot poziomy i lot schodzący.

Start

Podczas startu nowoczesnego samolotu komunikacyjnego zwraca się obecnie uwagę na najszybsze doprowadzenie samolotu do szybkości najlepszego wznoszenia.

Jak wiadomo, samoloty ciężkie odrywa się przy starcie na szybkościach nieco wyższych od szybkości minimalnej. Szybkość najlepszego wznoszenia jest średnio o 60—90% większa od szybkości minimalnej. Samolot na szybkości minimalnej jest najmniej sterowny. Bezpieczeństwo lotu wymaga, by samolot przebywał możliwie krótko w stanie mogącym wywołać łatwe przepadnięcie lub ślizg, bądź przez błąd pilotażu, bądź przez nieprzychylne warunki atmosferyczne.

Także względy ekonomii nakazują podwyższenie szybkości, gdyż samolot lecący na szybkości minimalnej, a więc przy największym praktycznie oporze czołowym, jest mało wydajny. Również praca silnika na małych obrotach przy całkowicie otwartej przepustnicy jest dla silnika silnym przeciążeniem z powodu występowania w nim dużych nacisków jednostkowych.

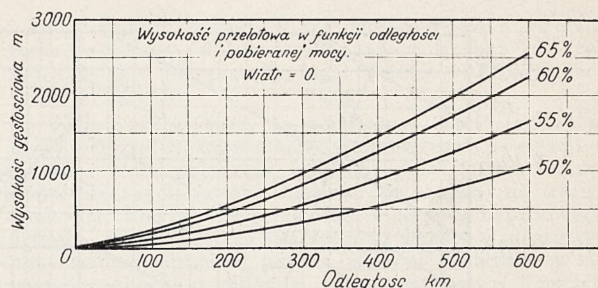
Równie ważnym względem jest zapas szybkości przy defekcie silnika na samolotach wielomotorowych. W takim wypadku załoga ma więcej czasu na przystosowanie samolotu do lotu bez jednego silnika. Moc pozostałych silników wystarczająca do lotu poziomego na szybkościach odpowiadających mocy minimalnej nie wystarcza normalnie do lotu poziomego na szybkości minimalnej.

Wymienione względy wymagają wprowadzenia samolotu w najkrótszym czasie w następną fazę przelotu, mianowicie wznoszenie, co osiąga się przez rozpędzenie samolotu tuż nad ziemią, aż do szybkości najlepszego wznoszenia.

Wznoszenie

Wznoszenie można podzielić na dwa okresy: pierwszy, — krótkotrwały, gdy dla zdobycia wysokości 100—200 m ponad poziom lotniska wykorzystuje się wszystkie możliwości samolotu, jednocześnie chowając podwozie, przestawiając klapy, skok śmigieł i t. p.; drugi — w którym chodzi o zdobycie wysokości już na mocy przelotowej.

Ze względu na samopoczucie pasażerów, przy długotrwałym wznoszeniu nie przekracza się szybkości wznoszenia równej 3 m/s. Samoloty komunikacyjne posiadają normalnie na mocy przelotowej szybkości wznoszenia większe od 3 m/s. Nadmiar mocy przy wznoszeniu (na mocy przelotowej) zużytkowuje się na zwiększenie szybkości na torze. W miarę zdobywania wysokości moc silnika słabnie i dla utrzymania jej należy coraz więcej otwierać przepustnicę. W ten sposób samolot wznosi się na „wysokość przelotową". Termin ten wymaga bliższego omówienia.



Rys. 1.

Dla każdego przelotu istnieje tylko jedna wysokość, na której przelot może być wykonany w najkrótszym czasie. Wysokość taką nazywamy wysokością przelotową. Jest ona zależna od typu samolotu, założonej mocy użytkowej, długości trasy, warunków atmosferycznych. Stosowanie innych wysokości przedłuża czas lotu, a więc zwiększa koszty eksploatacji.

Rys. 1 daje wysokości przelotowe samolotu Lockheed Electra 10A dla 65, 60, 55 i 50%% mocy nominalnej w funkcji odległości dla warunków bezwietrznych. Z wykresu tego widać, że wysokości przelotowe rosną w miarę zwiększania się odległości lub pobieranych mocy. Wartości do wykresu uzyskuje się przez znalezienie minimum wyrażenia: $t = t_w + t_p + t_s$

gdzie t — oznacza całkowity czas przelotu

t_w „ czas wznoszenia na wysokość przelotową

t_p oznacza czas lotu poziomego

t_s „ „ „ schodzącego.

Wysokość, dla której t jest minimum, nazwano wysokością przelotową.

Lot poziomy

Jedną z najważniejszych pomocy pilota przy użytkowaniu silnika w locie poziomym jest wykres podróżny. Dla przykładu podaję na rys. 2 wykres podróżny samolotu Douglas DC2 z silnikami Bristol Pegasus III. Wykres podaje szybkość samolotu w locie poziomym na różnych wysokościach atmosfery wzorcowej w zależności od obrotów silnika i mocy użytkowej. Lewa strona wykresu pozwala na określenie wysokości wzorcowej na podstawie znanej wysokości ciśnieniowej i temperatury powietrza. Podany z wykresem przykład wyjaśnia sposób jego użycia.

Obramowane grubą linią pole wykresu oznacza polecane moce i odpowiadające im obroty i ciśnienia ładowania. Ograniczenie pułapu (4000 m) spowodowane jest względami wygody pasażerów. Wykres nie poleca stosowania mocy użytkowej poniżej 50% mocy nominalnej i obrotów mniejszych od 1800 obr. na minutę ze względu na występujące przy małym obciążeniu silnika duże zużycia jednostkowe paliwa oraz zanieczyszczanie cylindrów i świec. Ciśnienie ładowania 27 cali (686 mm), oraz 75% mocy stanowi górną granicę obciążenia silnika w podróżnym locie poziomym.

Wykres potwierdza znany fakt wzrostu szybkości samolotu z wysokością, przy tej samej mocy użytkowej. Na przykład: przy 65% mocy samolot

Rys. 2. Wykres podróżny dla samolotu Douglas DC-2.

Przykład: Szukamy obrotów silnika, ciśnienia ładowania i mocy przelotowej niezbędnej do osiągnięcia szybkości samolotu 294 km/godz na wysokości ciśnieniowej 2300 m przy temperaturze powietrza +7°C. Odpowiedź: dla znalezienia obrotów i mocy znajdujemy wysokość gęstościową; w tym celu wyznaczamy kolejno na lewej stronie wykresu punkt 1 (2300 m na krzywej temperatury wzorcowej na wysokościach) i punkt 2 (równoległa do krzywych stałej gęstości z punktu 1 do przecięcia się z temperaturą +7°C). Punkt 2 określa wysokość gęstościową 2550 m. Szybkość 294 km/godz. i znaleziona wysokość gęstościowa wyznacza punkt 3, określając jednocześnie obroty przelotowe 2020 obr/min oraz moc przelotową — 69% mocy nominalnej. Zależne od wysokości ciśnieniowej ciśnienie ładowania jest określone punktem 4 i wynosi 25,4 cala.

ma szybkość przy ziemi 258 km/g. na wysokości 3600 m. — 298 km/g. Wzrost szybkości o 40 km/g tłumaczy się zmniejszeniem ciśnienia prędkości na wysokości, na skutek mniejszej gęstości powietrza.

Szybkość 298 km/g jest największą szybkością lotu poziomego dla mocy użytkowej równej 65% mocy nominalnej.

Lot schodzący

Wspomniany już wyżej sposób obniżania wysokości przy pracy silników, tak zwane „schodzenie na gazie", również wymaga omówienia. Przy stosowanym dawniej schodzeniu na zamkniętej przepustnicy śmigło pracowało jak wiatrak, napędzając silnik i zwiększając opory samolotu. Tor schodzenia był stromy. Pasażerowie doznawali przykrego uczucia wywołanego znaczną wysokością opadania. Samoloty nowoczesne dawały szybkości opadania jeszcze większe. Wzgląd na wygodę pasażerów wymagał schodzenia mniej stromego. Dążność do zwiększenia szybkości polecała wykorzystanie silnika. Ekonomia lotu żądała, by silnik pracował na mocach, dających najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa.

Przyjęto sposób „schodzenia na gazie" przy szybkości opadania nieprzekraczającej 2 m/sek.

Schodzenie na gazie ma jeszcze jedną zaletę, mianowicie zapobiega przechłodzeniu silnika, które zachodziło często przy schodzeniu na zamkniętej przepustnicy.

Przyrost obrotów silnika, będący wynikiem zmniejszonego momentu śmigła na skutek zwiększenia szybkości samolotu, nie pozwala w większości wypadków na stosowanie całej mocy przelotowej. Trudność tę usuwa śmigło o stałej liczbie obrotów (constant speed) i dostatecznym zakresie przestawienia skoku. Przy innych śmigłach okazuje się konieczne pewne zmniejszenie mocy przelotowej.

Schodzenie na gazie zwiększa wymagania stawiane wytrzymałości samolotu, który przy dużej szybkości własnej spotyka strefy powietrza o silnych prądach pionowych. Pilot przewidzieć tych stref nie może, gdyż często występują one nagle bez żadnych znaków ostrzegawczych. Zachodzi tu więc wypadek lotu w burzliwej atmosferze na szybkościach, mogących przekraczać szybkość maksymalną lotu poziomego.

We wszystkich opisanych fazach lotu założyłem pewien procent mocy jako poleconą moc użytkową. Jest to uproszczenie skomplikowanego w rzeczywistości zagadnienia.

Najlepsze warunki pracy silnika polegają między innymi na zapewnieniu mu możliwie dużej równowagi sił masowych z siłami powstającymi na skutek spalania mieszanki. Silnik zużywa się

niepotrzebnie tak przy obrotach za małych, jak i za dużych, nawet przy pobieraniu względnie małych mocy. W pierwszym wypadku duże naciski jednostkowe, w drugim nadmierna ilość suwów oraz siły odśrodkowe przyśpieszają zużycie.

Rozwiązanie zagadnień techniki przelotu nie jest ostateczne. Istnieją różne założenia, które wysuwają różne czynniki ekonomii na pierwszy plan. Podałem w niniejszym tylko ogólne wytyczne, nie wyczerpując nawet małej części tego poważnego zagadnienia.

Prawidłowe wykonanie przelotu napotyka w praktyce na poważne trudności, wymagające odpowiedniego przeszkolenia personelu latającego oraz całego szeregu pomocy, głównie w postaci prostych wykresów, nadających się do posługiwania się nimi w czasie lotu.

Opisany sposób wykonania przelotu na nowoczesnym sprzęcie lotniczym przyjęty już został przez nasze lotnictwo komunikacyjne jako dający znaczne oszczędności przy jednoczesnym zwiększeniu wydajności samolotu i wygody pasażerów.

DYSKUSJA

Kol. *Challier* podkreśla nowość zagadnienia poruszonego w referacie i ważność jego, również dla lotnictwa wojskowego. Do niedawna jeszcze zapoznawano wpływ ciśnienia ładowania za moc, co obecnie już nie jest dopuszczalne. Innym nieporozumieniem jest uważanie, że wysokość przelotowa jest identyczna z wysokością krytyczną silnika (t. j. tą od której dozwolone jest pełne otwarcie przepustnicy). Byłoby to prawdą, gdyby chodziło o szybkość maksymalną na mocy maksymalnej; jednak dla mocy przelotowej wynoszącej ok. 65% mocy maksymalnej, wysokość użytkowa jest większa o 1500 do 2000 m od wysokości krytycznej. W takich warunkach rola pilota staje się bardziej podobna do roli kapitana okrętu, niż szofera.

Kol. *Litwinowicz* podkreśla wpływ zmniejszenia mocy przelotowej na zużycie samego silnika i na odstępy czasu między remontami; duży wpływ mają tu także przeciążenia silnika przy starcie. Jako przykład zastosowania omawianych metod do dalekich przelotów przytacza mówca przelot samolotu Douglas do Indii Holenderskich.

Kpt. Hirszbandt rozróżnia ekonomię sprzętu, czasu i mocy. Pierwszą z nich pomija, co do drugiej uważa, że stanowi ona zagadnienie dość łatwe do opanowania. Zapytuje, jakimi sposobami można skontrolować spełnienie zadania i utrzymanie mocy ekonomicznej. P. *Dzwonkowski* i kol. *Jakimiuk* wyjaśniają, że barogram jest kontrolą komfortu pasażerów, dla kontroli mocy potrzebne jest zapisywanie (ciągłe lub przez załogę) obrotów, ciśnienia ładowania i wysokości.

Kol. *Kosko* uważa, że poruszony temat stanowi szczególny przypadek zagadnienia ogólniejszego „nawigacji optymalnej”, które polega na tym, aby przy danych warunkach atmosferycznych (ewent. czasowo zmiennych) na trasie, danych charakterystykach samolotu i zespołu napędowego tak dobrać „profil” i trasę przelotu, szybkość, wznoszenie itd., aby osiągnąć optimum pewnej zadanej wielkości; w danym wypadku chodzi o minimum zużycia paliwa, w innych może tą wielkością być największy zasięg, najkrótszy czas i t. d. Zapytuje, czy podzielenie profilu przelotu na 3 odrębne odcinki: wznoszenie, lot poziomy i schodzenie daje duże różnice w stosunku do idealnego profilu, danego przez krzywą ciągłą; uważa, że na długich przelotach należy uwzględnić zmianę ciężaru samolotu wskutek zużycia paliwa. Odpowiedź brzmi, że oba te wpływy są nieznaczne.

P. *Kazimierczuk* prosi o wyjaśnienie, czy przy śmigle o stałej ilości obrotów używa się normalnie analizatora spalin, czy raczej autamatycznej poprawki wysokościowej. Podkreśla trudność zastosowania metod wyżej omówionych dla lotnictwa wojskowego ze względu na bardzo niedokładną znajomość warunków atmosferycznych w czasie wojny, szczególnie poza linią frontu. P. *Dzwonkowski* uważa, że na wysokości wiatry są znacznie bardziej stałe niż przy ziemi, i przy wprawie dadzą się określić z dużym przybliżeniem bez sondaży aerologicznych. Kol. *Litwinowicz* wyjaśnia, że na wszystkich dużych samolotach przewiduje się obecnie automatyczną regulację poprawki wysokości; analizator i flowmeter używane są jako sprawdziany.

Jeżeli chodzi o wojsko, kol. *Janik* kładzie większy nacisk na ekonomię paliwa, niż na oszczędzanie sprzętu. Co do danych meteorologicznych, to w czasie lotu pilot może skontrolować je np. zapomocą derywometru i zastosować odpowiednie poprawki.

Kpt. *Włodarkiewicz* jest zdania, że w warunkach wojskowych nawet w czasie pokoju, oszczędność niema tak dużego znaczenia, aby uzasadnić obciążenie personelu latającego dodatkowym balastem wykresów i cyfr. Kol. *Challier* wyjaśnia, że korzystanie z wykresów jest nadzwyczaj łatwe i że oszczędność także w wojsku jest konieczna. Mjr. *Benz* daje przykład z innej dziedziny, przypominając, że w czasie wojny są kawalerzyści, którzy zarzynają konie, podobnie jak niektórzy piloci — silniki. W czasie pokoju czynić tego nie wolno. Co do wysokości przelotu na samolocie wojskowym, decydują tu względy taktyczne, nie ekonomiczne. Na temat ekonomii eksploatacyjnej przypomina kol. *Dulęba* obliczenie, z którego wynika, że zapotrzebowanie benzyny we Francji w czasie wojny przewyższyłoby obecną produkcję światową. Skądinąd zrozumiałym jest odsunięcie kwestii kosztów gdy chodzi o życie ludzkie; jednak już obecnie liczyć się trzeba z niedługim wyczerpaniem się zapasów paliwa płynnego.

ŚMIGŁO O STAŁEJ ILOŚCI OBROTÓW

Część II. Sterowanie

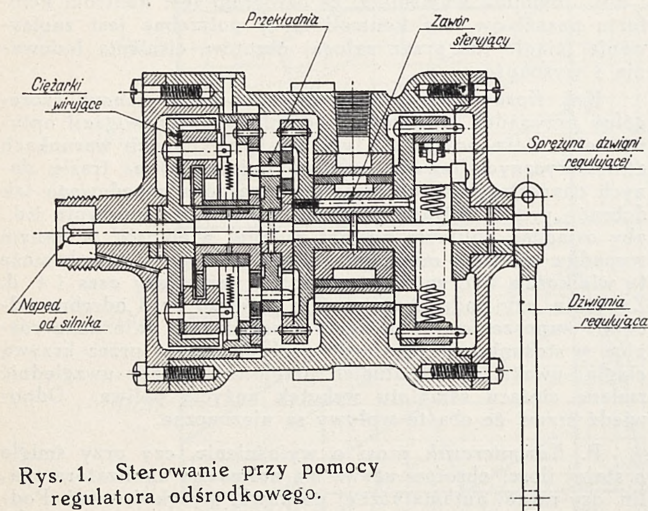
E. MARTIN I C. F. BAKER

(Dokończenie).

Z oryginału p. t. „The Constant Speed Propeller, Part II — Development of Its Control”, S. A. E. Journal, January 1937, str. 34 — 44, przetłomaczył inż. J. Tuszyński.

W poprzedniej części omówiono osiągi śmigła o stałej ilości obrotów, zestawiając je z innymi typami śmigieł o samoczynnym nastawianiu. Po stwierdzeniu korzyści, jakie daje takie śmigło, przychodzi kolej na rozpatrzenie jego konstrukcji i rozwoju. Niniejsza część pracy jest tym sprawom poświęcona.

Zagadnienie stworzenia śmigła o stałej ilości obrotów zostało sprowadzone do odpowiedniego dostosowania dwuskoku Hamiltona o sterowaniu



Rys. 1. Sterowanie przy pomocy regulatora odśrodkowego.

hydraulicznym zamiast wprowadzania konstrukcji, opartej na nowych zasadach. Tego rodzaju droga postępowania stanie się zrozumiała, jeśli rozważyć sposób pracy dwuskoku.

Jak dobrze wiadomo, dwuskok Hamiltona jest oparty na sterowaniu hydraulicznym. Olej pod ciśnieniem powoduje obrót łopatek, zmniejszając skok śmigła. Działanie hydrauliczne jest jednak użyte do zmiany skoku jedynie w jednym kierunku. Do zwiększenia skoku jest wyzyskana siła odśrodkowa przeciwwag, połączonych z łopatkami. Ze względu na stałe istnienie siły odśrodkowej przeciwwag, ciśnienie, dawane przez olej, powinno być wystarczające dla pokonania tej siły odśrodkowej i musi być stale przyłożone dla utrzymania łopatek śmigła w położeniu małego skoku. Działanie siły odśrodkowej od przeciwwag utrzymuje łopatki w położeniu dużego skoku. Olej, obsługujący śmigło, jest czerpany z obiegu silnika pod panującym tam ciśnieniem.

Dobrze znane działanie dwuskoku nie wymaga tu szczegółowego omawiania. Specjalny kurek doprowadza olej do piasty śmigła lub odcina jego dopływ. Ustawienie kurka w położeniu otwartym wprowadza olej do piasty, wskutek czego powstaje w specjalnym cylindrze (patrz rys. 10) ciśnienie, pod wpływem którego cylinder ten ulega przesunięciu osiowemu, powodując przestawienie łopatek w położenie małego skoku. W drugim ustawieniu zaworu sterującego powstaje możność odpływu oleju z piasty śmigła, przy czym ciężary zmuszają łopatki do ustawienia się na największy skok, co powoduje przesunięcie cylindra w drugim kierunku i wypchnięcie oleju, znajdującego się w cylindrze, do silnika.

Jak widać, opisane działanie jest tego rodzaju, że dla uzyskania pewnej stałej ilości obrotów śmigła wystarczy zastąpić ręcznie sterowany kurek takim sterowaniem, któreby samoczynnie regulowało ciśnienie oleju w ten sposób, aby przeciwstawiało się ono sile odśrodkowej przeciwwag przy jakiejkolwiek założonej ilości obrotów silnika. Tego rodzaju samoczynne sterowanie powinno oczywiście zapewniać właściwą regulację nawet przy niewielkich zmianach ilości obrotów silnika.

Uznano, że urządzenie regulujące nie powinno wyzyskiwać sił, występujących w samym śmigle, a powinno być od śmigła niezależne; jego jedyne zadanie powinno polegać na regulowaniu przepływu oleju do i od śmigła w ten sposób, aby urządzenie mogło pracować bez wpływu tarcia i w sposób jak najbardziej precyzyjny.

Wielkość kąta ustawienia łopatek śmigła hydraulicznie sterowanego zależy od położenia cylindra, które zależy z kolei rzeczy od objętości zawartego w nim oleju; w związku z tym staje się jasne, że mechanizm, regulujący samoczynnie ciśnienie oleju w cylindrze piasty śmigła i w ten sposób sterujący przepływ oleju do i od cylindra, umożliwi przyjęcie przez łopatki nieskończonej ilości położeń pośrednich. Celem zapewnienia pożądanej pracy śmigła urządzenie regulujące powinno przewidywać istnienie siły, która byłaby proporcjonalna do ilości obrotów silnika i zmieniałaby się z nią w ten sposób, aby zmienność tej siły od pewnej obranej wartości pociągała za sobą zmianę położenia zaworu sterującego w kierunku stworzenia przepływu oleju do lub od cylindra piasty śmigła.

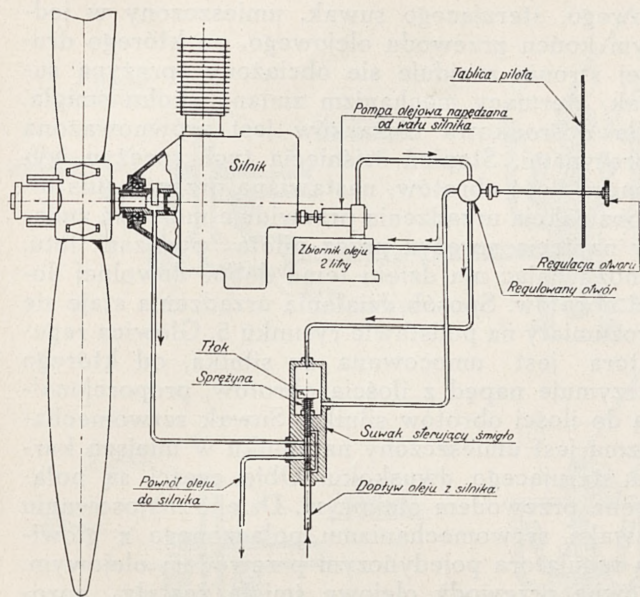
Przy opracowywaniu takiego urządzenia wzięto pod uwagę metody sterowania, oparte na następujących mechanizmach: a) regulator odśrodkowy, b) pompa olejowa i c) urządzenie różnicowe.

Wstępne studia wymienionych typów zostały przeprowadzone na rysownicy. Po starannym rozpatrzeniu każdego rozwiązania wykonano modele typów, obiecujących najlepsze wyniki, i poddano je próbom przy pomocy małego silniczka elektrycznego w specjalnym urządzeniu próbnym. Regulatory, które wykazały wyraźne możliwości rozwojowe, zostały następnie zamontowane na silniku lotniczym, celem zbadania ich sposobu pracy w warunkach zbliżonych do napotykanych podczas lotu.

Pierwszym zaprojektowanym i wykonanym urządzeniem było przedstawione na rys. 1; rozpoczęło ono serię urządzeń typu regulatora odśrodkowego. Jak widać z rysunku, urządzenie składało się zasadniczo z dwóch obciążonych sprężynami wirujących ciężarków, połączonych przekładnią z zaworem sterującym śmigło. Zmiana siły regulującej następowała przez zmianę napięcia sprężyn, działających na ciężarki, przy pomocy wskazanej na rysunku dźwigni.

Urządzenie to było przystosowane do zamontowania bezpośrednio na silniku, zaś ciężarki uzyskiwały od silnika obroty proporcjonalne do obrotów silnika. Krótki opis działania urządzenia przedstawia się, jak następuje:

Gdy silnik pracuje na pewnej ilości obrotów, działająca na ciężarki siła odśrodkowa będzie zrównoważona napięciem sprężyn, uzyskanym przez właściwe ustawienie dźwigni, zaś ciężarki ustawią się w położeniu środkowym. Podwyższenie lub obniżenie ilości obrotów silnika spowoduje ruch ciężarków w kierunku od lub też ku ich osi obrotów. Ruch ten zostanie przekazany za pośrednictwem przekładni zaworkowi sterującemu. Wzrostowi obrotów towarzyszy tego rodzaju ruch zaworka, aby umożliwić odpływ oleju z cylindra



Rys. 2. Sterowanie przy pomocy pompy olejowej.

piasty śmigła, co powoduje zwiększenie się skoku łopatek. Jeśli obroty silnika spadną, wówczas ruch zaworka sterującego wprowadzi ciśnienie oleju do cylindra, powodując spadek skoku.

W skład opisanego urządzenia wchodziła wielka ilość ruchomych części, które dawały duży opór i obniżały sprawność urządzenia. Aczkolwiek próby wykazały, że regulator ten pozwala na utrzymywanie zmian ilości obrotów w zakresie nieprzekraczającym 150 obr/min, to zdawano sobie sprawę z możliwości zbudowania mniejszego i prostszego regulatora, składającego się z mniejszej ilości ruchomych części.

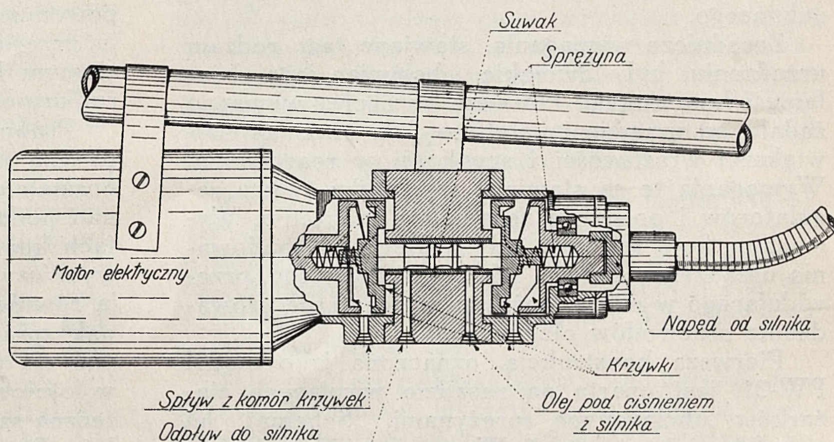
Następnym opracowanym urządzeniem był regulator z pompą olejową, przedstawiony na rys. 2. Składało się ono z obrotowej pompy olejowej, napędzanej od silnika, zaopatrywanej w olej w sposób widoczny na rysunku, bezpośrednio połączonej przewodem olejowym z obciążonym sprężyną tłokiem, którego ruch wpływał na położenie zaworu, sterującego śmigło. W przewodzie olejowym był otwór, którego wielkość mogła ulegać zmianie, wpływając na ciśnienie oleju, działające na tłok. Sposób działania tego urządzenia był następujący:

Pompa, napędzana przez silnik, dostarcza oleju pod ciśnieniem, proporcjonalnym do kwadratu ilości obrotów silnika. Odpowiednio dobrany wymiar otworu jest tego rodzaju, że przy pewnej ilości obrotów silnika ciśnienie oleju przesunie tłok do chwili, w której zawór sterujący śmigło zajmie położenie środkowe. Siła wywierana przez sprężynę na tłok, zajmujący opisane położenie, będzie równoważyła siłę cisnącego na tłok oleju. Jeśli ilość obrotów silnika odbiegnie od nastawionej, wówczas odpowiedniej zmianie ulegnie ciśnienie oleju, zaś tłok przesunie się pod wpływem nadwyżki ciśnienia oleju lub też, w wypadku spadku ciśnienia oleju, pod wpływem sprężyny. Przesunięcie tłoka zmieni położenie zaworu sterującego, wskutek czego ulegnie zmianie położenie łopatek w kierunku, powracającym obroty śmigła do pierwotnej wielkości. Regulator może być nastawiony na dowolną ilość obrotów przez zmianę wielkości otworu regulującego ciśnienie, która to zmiana może być uskuteczniana przez pilota podczas lotu. Zmiana ta wpływa na ciśnienie oleju w przewodach w ten sposób, że przy pożądanej ilości obrotów ciśnienie to zrównoważy ciśnienie sprężyny, działające na tłok, zajmujący środkowe położenie.

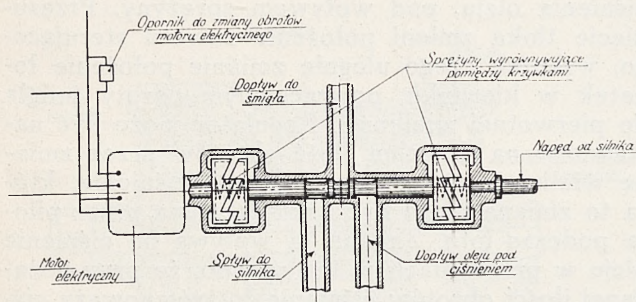
Opisane urządzenie zostało zbadane na stoisku próbnym i w locie. Wrażliwość urządzenia na zmiany ilości obrotów okazała się bardzo mała, wobec czego następowały wahania ilości obrotów przy zmianach obciążenia. Stwierdzono również, że wskutek opóźnionego reagowania urządzenie nie umiało ograniczyć zakresu zmian ilości obrotów do 125 obr/min. Niezależnie od niezadawalającego działania konstrukcja urządzenia została uznana za niezbyt udaną ze względu na jego duży ciężar i na konieczność prowadzenia zewnętrznych przewodów olejowych. Ponadto urządzenie było niedość zwarte i instalacja jego sprawiała trudności.

Następny zbadany mechanizm należał do typu różnicowego i został przedstawiony na rys. 3. Zasadniczymi częściami urządzenia są dwie krzywki, działające, w razie istnienia między nimi różnicy obrotów, na położenie suwaka sterującego śmigło. Jedna z krzywek jest napędzana za pośrednictwem wałka giętkiego przez silnik, druga zaś przez motorek elektryczny, którego ilość obrotów może być regulowana przez pilota opornikiem; kierunki obrotów obu krzywek są jednakowe. Pomiędzy kułakami znajduje się suwak, na którego końcach znajdują się krzywki o kształtach odpowiadających krzywkom zewnętrznym. Suwak ten steruje skok śmigła. Schemat na rys. 4 ułatwia zrozumienie działania urządzenia. Praca jego odbywa się w następujący sposób:

Po nastawieniu urządzenia na pewną ilość obrotów silnika elektryczny motor, odpowiednio wyregulowany przez pilota, utrzymuje te obroty. Podczas pracy silnika na żądanych obrotach suwak jest utrzymywany w środkowym położeniu



Rys. 3. Sterowanie typu różnicowego.



Rys. 4. Schemat sterowania typu różnicowego.

pod działaniem dwóch sprężyn, umieszczonych po obu jego stronach i obraca się wraz z krzywkami silnika i motoru elektrycznego. Zmiana ilości obrotów silnika wprowadza względną szybkość między obiema krzywkami, zaś suwak przesuwa się osiowo pod działaniem krzywki szybciej obracającej się, zajmując położenie, pod wpływem którego skok śmigła zmienia się w sposób, zapewniający zmianę ilości obrotów śmigła w pożądanym kierunku; dalszą konsekwencją tego jest powrót suwaka sterującego do środkowego położenia.

Urządzenie to pracowało w zadawalający sposób podczas prób w locie, utrzymując stałą ilość obrotów silnika w ustalonych warunkach lotu. Podczas ewolucji nie budziło zastrzeżeń w normalnych warunkach, jednak przy ewolucjach gwałtownych reagowało zbyt wolno.

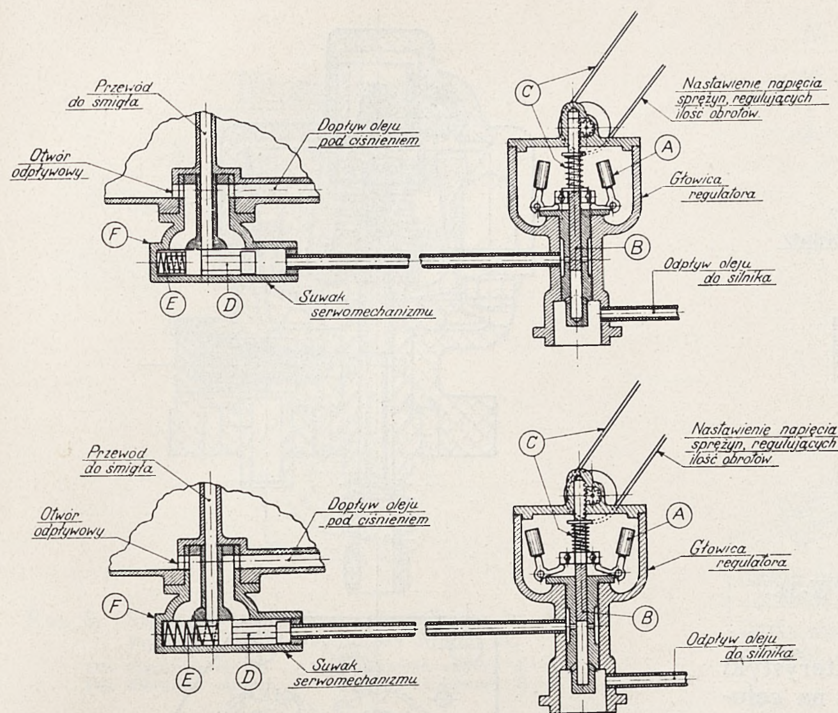
Aczkolwiek działanie regulatora elektrycznego o działaniu różnicowym było całkowicie zadawalające, to utrzymało się nadal przekonanie, że istnieje możność zbudowania nieco prostszego, lżejszego urządzenia, nie wymagającego zewnętrznego źródła mocy. W tym okresie czasu uwaga firmy została skierowana w stronę Woodward Governor Co., wytwarzającej od wielu lat precyzyjne hydrauliczne regulatory dla turbin wodnych i silników Diesla. Wymagania stawiane regulatorowi obrotów śmigła, zostały omówione z E. E. Woodwardem, prezesem wymienionej firmy, który wyraził zgodę na współpracę przy opracowywaniu regulatora o odpowiednich charakterystykach. Pierwsza ze zbadanych konstrukcji dała tak obiecujące wyniki, że rozpoczęto na tej podstawie intensywne prace rozwojowe, których wynikiem było po dwóch latach prób na stoisku i w locie wprowadzenie obecnie używanego urządzenia regulującego.

Zasadnicze wymagania, stawiane tego rodzaju urządzeniu, były dwojakie, obejmując jego działanie i konstrukcję. Pierwsza kategoria wymagań żądała od urządzenia stateczności, oraz jak największej wrażliwości i szybkości w reagowaniu. Wymagania te są stawiane wszystkim typom regulatorów i posiadają zasadnicze znaczenie. Wymagania konstrukcyjne szły w kierunku zbudowania urządzenia małego, lekkiego i zwartego, przewidującego w miarę możności wewnętrzne prowadzenie przewodów olejowych.

Pierwsza konstrukcja, oznaczona jako model PW-31, jest oparta na zasadzie wirujących ciężarków, obciążonych sprężynami. Schemat jej przedstawiono na rys. 5. W rozwiązaniu tym urządzenie składa się zasadniczo z regulatora odśrodkowego, sterującego suwak, umieszczony w jednym końcu przewodu olejowego, po którego drugiej stronie znajduje sie obciążony sprężyną suwak, sterujący mechanizm zmiany skoku śmigła. Siła odśrodkowa ciężarków jest zrównoważona sprężynami. Stopień ściśnięcia tych sprężyn wyznacza ilość obrotów, nastawianą przez regulator. Konstrukcja urządzenia przewiduje możność zmiany napięcia sprężyn przez pilota podczas lotu, umożliwiając mu dzięki temu dobór dowolnej ilości obrotów. Sposób działania urządzenia staje się zrozumiały na podstawie rysunku 5. Głowica regulatora jest umocowana do silnika, od którego otrzymuje napęd z ilością obrotów, proporcjonalną do ilości obrotów silnika. Suwak serwomechanizmu jest umieszczony na silniku w miejscu kurka sterującego dwuskoku. Obie części są połączone przewodem olejowym. Dzięki zastosowaniu suwaka serwomechanizmu połączonego z głowicą regulatora pojedyńczym przewodem olejowym, główne przewody olejowe śmigła zostały pozostawione jako wewnętrzne. Ten pojedyńczy przewód olejowy służy jedynie do sterowania położenia suwaka, wobec czego uszkodzenie tego przewodu nie pociąga za sobą uchodzenia oleju obiegowego silnika.

Działanie urządzenia jest jedyne w swoim rodzaju, co wynika z rysunku. Działanie suwaka serwomechanizmu jest sterowane obecnością lub brakiem ciśnienia oleju oddziaływującego na koniec suwaka. Olej silnikowy dopływa do przewodu pomiędzy głowicą regulatora, a suwakiem przez luz pozostawiony pomiędzy suwakiem serwomechanizmu a korpusem. Jeśli przewód jest zamknięty, wówczas zwiększy się w nim ciśnienie oleju i suwak zostanie przesunięty wbrew sile działającej nań sprężyny. Jeśli przewód jest otwarty, wówczas ciśnienie oleju w nim spadnie i suwak przesunie się pod działaniem sprężyny w przeciwnym kierunku. Otwieranie lub zamykanie przewodu olejowego odbywa się pod działaniem suwaka regulatora, który jest sterowany od głowicy regulatora. Jeśli ilość obrotów silnika rośnie, wówczas suwak regulatora otwiera się, obniżając ciśnienie oleju w przewodzie. Pod wpływem tego suwak serwomechanizmu przesuwa się, wpływając na zmianę skoku śmigła w kierunku obniżenia ilości obrotów. Jeśli ilość obrotów silnika maleje, wówczas suwak regulatora zamyka przewód, co powoduje wzrost ciśnienia zawartego w nim oleju, przesunięcie suwaka serwomechanizmu w przeciwnym kierunku i zmianę skoku śmigła w kierunku podwyższenia obrotów.

Próby w locie wykazały, że urządzenie to zapewnia stałość obrotów silnika w całym zakresie normalnie napotykanych warunków lotu, jak również podczas ewolucji typu napotykanego przy lotach komunikacyjnych. Na samolocie dwusilnikowym uzyskano dobrą synchronizację, zachowując ją również podczas ewolucji. Zdawano sobie jednak sprawę, że regulator typu PW-31 nie nadawał się do gwałtownych ewolucji, stosowanych w lotnictwie wojskowym, ze względu na niedostateczną szybkość reagowania na zmiany warunków lotu. Przy małych powolnych zmianach warunków lotu urządzenie działało bez zarzutu, nie pozwa-



Rys. 5. Schemat urządzenia sterującego PW—31, opartego na regulatorze odśrodkowym.

U góry: spadek ilości obrotów silnika — dopływ oleju pod ciśnieniem do piasty śmigła powoduje zmniejszenie skoku.

U dołu: wzrost ilości obrotów silnika — odpływ oleju z piasty śmigła powoduje zwiększenie skoku.

lając na wykrycie jakichkolwiek zmian obrotów. Przekonano się, że napięcie sprężyny i stopień przysłonięcia otworów przez suwak serwomechanizmu bardzo silnie wpływały na pracę regulatora i wymagały dopasowania dla każdej indywidualnej instalacji. Oddzielenie suwaka serwomechanizmu od regulatora utrudniało i komplikowało instalację urządzenia.

Mimo to działanie tego modelu było tak zadawalające, że wykonano pewną ilość instalacji dla bieżącego użytku. Regulatory zostały zamontowane na pewnej ilości samolotów Boeing 247D, stanowiących własność United Air Lines. Regulatory te dały najzupełniej zadawalające wyniki i pozostawały w normalnej pracy do czasu zastąpienia przez ulepszony model.

Próby na omówionym urządzeniu wskazały na potrzebę większej szybkości reagowania zarówno ze strony regulatora, jak i śmigła. Próby te wskazały również na konieczność wyeliminowania tych czynników, które zmuszały do indywidualnego regulowania każdej instalacji. Ponadto wskazane było nadanie urządzeniu większej zwartości i prostoty.

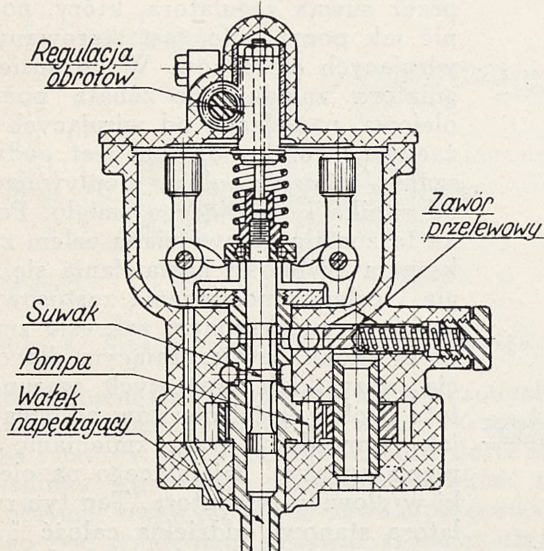
Wymagania te doprowadziły do opracowania modelu PW-34. Nowe urządzenie było dostosowane do zamontowania na samym silniku i do napędu przez połączenie, zaprojektowane w ten sposób, aby wszystkie kanały olejowe mogły być przeprowadzone w karterze silnika. Model ten jest przedstawiony na rys. 6. Zasada działania jego jest oparta na modelu PW-31, zaś konstrukcja jest podobna, różniąc się wyeliminowaniem suwaka serwomechanizmu i przejęciem jego zadań przez suwak regulatora, który, podobnie jak poprzednio, jest sterowany od wirujących ciężarków. W korpusie regulatora znajduje się zębata pompka olejowa, napędzana od wirujących ciężarków, której zadaniem jest podwyższanie ciśnienia oleju, dopływającego od silnika i sterującego śmigło. Pompka ta została przewidziana celem zwiększenia szybkości nastawiania się śmigła i celem umożliwienia zastosowania śmigła o zwiększonym zakresie zmienności skoku, wystarczającym dla objęcia wszystkich możliwych warunków lotu. Dobór ilości obrotów odbywa się, jak poprzednio, przez zmienianie napięcia sprężyn, działającego na ciężarki w głowicy regulatora. Ten typ regulatora stanowi oddzielną całość i nie wymaga zewnętrznych przewodów olejowych pod warunkiem użycia go i zamontowania na silniku według metody, do jakiej został dostosowany. Praca jego ma przebieg następujący:

W miarę podwyższania się ilości obrotów silnika ciężarki regulatora oddalają się od osi obrotu i przesuwają suwak, stwarzając połączenie między kanałem, prowadzącym olej do śmigła, a otworem odpływowym. Olej spływa wówczas z cylindra piasty śmigła, kąt ustawienia łopatek rośnie, zaś ilość obrotów śmigła maleje. Przy spadku ilości obrotów silnika poniżej dobranej wysokości przebieg zjawisk jest odwrotny: suwak stwarza połączenie pomiędzy otworem, doprowadzającym olej pod wysokim ciśnieniem, a doprowadzeniem oleju do śmigła, dzięki czemu olej dostaje się do cylindra piasty, powodując zmniejszenie kąta ustawienia łopatek i podwyższenie ilości obrotów.

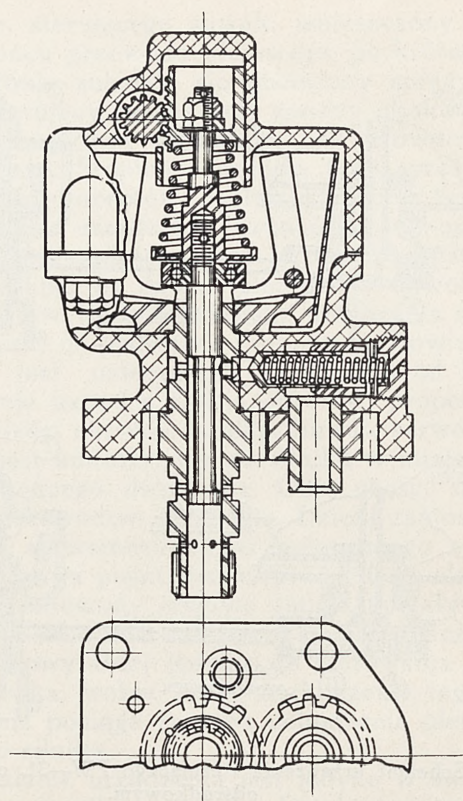
Przeprowadzone przy użyciu nowego modelu próby w locie wykazały jego znaczną wyższość w porównaniu do modelu PW-31. Zdolność dostosowywania się do zmienności warunków, występującej podczas gwałtownych ewolucji, została znacznie podwyższona, tak, że miano do czynienia jedynie z chwilowym rozbieganiem lub zwolnieniem biegu silnika nie więcej niż o 200 obr/min, po czym następowało natychmiastowe wyrównanie. Wysokie ciśnienie oleju, wywołane przez dodatkową pompkę oleju pozwoliło na zastosowanie śmigła o podwyższonym zakresie zmienności skoku, dzięki czemu istniała możność wydobycia maksymalnych osiągów silnika w większym, niż dotychczas zakresie warunków lotu.

Model PW-34 zastąpił poprzedni model PW-31 i został wprowadzony w jego miejsce na wszystkich instalacjach. Liczne dodatkowe instalacje zostały wykonane z zastosowaniem modelu PW-34: w ich liczbie znalazły się samoloty Sikorsky S-42 i S-43 oraz Martin 130.

Niektóre cechy charakterystyczne nowego modelu nie były mimo wszystko zadawalające, przede wszystkim jego zbytnia wielkość. Działanie jego było ograniczone do niewielkiego zakresu ilo-



Rys. 6. Przekrój urządzenia sterującego PW-34.



Rys. 7. Zestawienie urządzenia sterującego Model A.

ści obrotów ze względu na jego charakterystyki pracy. Doświadczenie zyskane wskazało na celowość poprawienia licznych szczegółów konstrukcji. Te ujemne strony pociągnęły za sobą opracowanie ulepszonej konstrukcji tego samego typu, oznaczonej jako Model A regulatora stałej ilości obrotów.

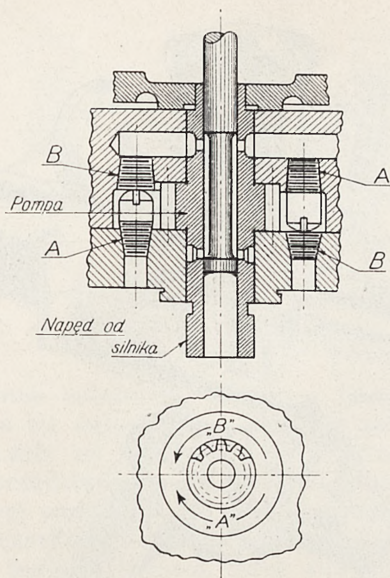
Regulator model A

Obecny regulator, oznaczony jako model A, jest mniejszy, trwalszy i odznacza się lepszymi charakterystykami pracy, aniżeli model PW-34. Zestawienie tego regulatora jest przedstawione szczegółowo na rys. 7. Kształt jego jest w przybliżeniu cylindryczny, wysokości 152 mm i średnicy 100 mm. Ciężar regulatora bez podstawy montażowej wynosi około 1,6 kg. Charakterystyki te pozwalają na zastosowanie regulatora na jakimkolwiek samolocie bez wpływania na jego konstrukcję i wyczyny. Konstrukcja regulatora przewiduje możność pracy tego urządzenia przy dowolnych obrotach w zakresie 1600 do 2700 obr/min. Pozwala to na użycie do napędu regulatora większości napędów akcesorii na tych silnikach, które nie są specjalnie dostosowane do zamontowania regulatora. Regulator ten pozwala również na dużą różnorodność napędów, dających się doń zastosować na silnikach przyszłych konstrukcji. Wrażliwość regulatora jest tego rodzaju, że zmiana ilości obrotów o 0,1% wystarcza dla poruszenia mechanizmu regulującego. Konstrukcja regulatora przewiduje możność napędzania go w którymkolwiek kierunku obrotu. Cecha ta jest uwidoczniona na rysunku 8. Głowica regulatora może oczywiście pracować w obu kierunkach bez dokonywania jakichkolwiek zmian, przekształceniu musi ulec natomiast pompa olejowa. Odpowiednie przystosowanie da się z łatwością uskutecznić dzięki stworzeniu dwóch układów otworów dopływowych i odpływowych dla oleju, pompowanego przez pompkę, przy czym dowolny z tych układów może być zakorkowany, zależnie od potrzeby. Dla jednego kierunku obrotu zakorkowaniu ulegają otwory A; dla drugiego kierunku — otwory B.

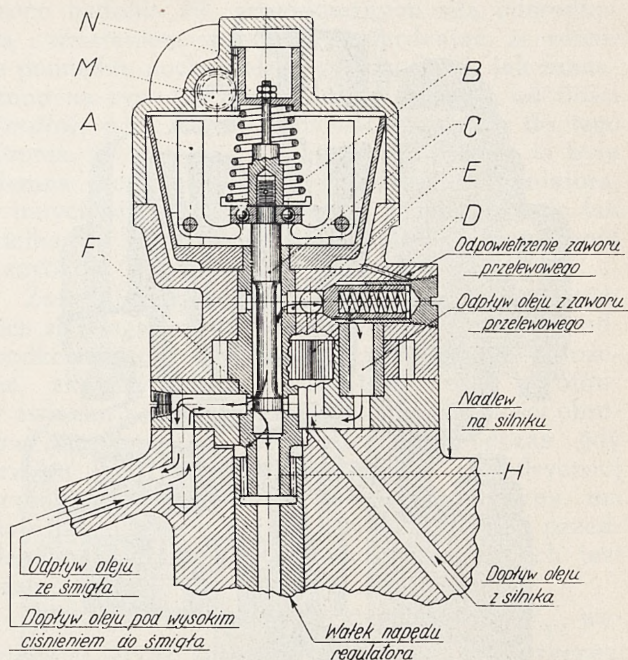
Ogólnie biorąc, udoskonalenia wprowadzone w stosunku do modelu PW-34 są następujące: przez zmianę położenia otworu ciśnieniowego ogólna wysokość regulatora została zmniejszona o około 25 mm. Cylindryczna sprężyna regulatora PW-34 została zastąpiona sprężyną stożkową, co ulepszyło charakterystyki pracy regulatora (uzyskana dzięki temu poprawa zostanie umotywowana w dalszym ciągu). Boczne opory, działające na ciężarki wskutek obrotu ich w oleju nagromadzonym w korpusie regulatora, zostały wyeliminowane dzięki zamknięciu ciężarków w osłonie. Drobne zmiany w materiałach i konstrukcji poprawiły trwałość i zachowanie się podczas pracy.

Porównanie modelów PW-34 i modelu A, dające się przeprowadzić z rys. 6 i 7, nie wykaże różnic w zasadniczym rozwiązaniu. Podobnie, jak w modelu PW-34, mechanizmem regulującym jest regulator odśrodkowy, zrównoważony sprężynami. Ciężarki są umocowane do wałka, napędzanego przez silnik za pośrednictwem wykonanych na nim nacięć. Napięcie sprężyny równoważy siłę odśrodkową ciężarków. Napięcie to może być zmieniane przy pomocy zębatki i kółka, widocznych na rysunku. Kółko może być pokręcane przez pilota linką, obejmującą kółka, osadzone na osi kółka zębatego. Położenie ciężarków wpływa na położenie suwaka, sterującego ruch śmigła. Suwak ten jest objęty wałkiem napędowym, w którym są wykonane otwory, prowadzące olej.

Na wałku, napędzającym regulator, jest ukształtowane kółko zębate napędzające pompy olejowej. Z kołem tym zazębia się drugie koło



Rys. 8. Szczegół konstrukcji, pozwalający na dwukierunkowy obrót regulatora Model A.
Dla kierunku obrotu „A" zakorkować otwory A—A.
Dla kierunku obrotu „B" zakorkować otwory B—B.



Rys. 9. Urządzenie sterujące Model A zamontowane na nadlewie silnika.

pompy, w osi którego znajduje się otwór, odprowadzający olej, przepuszczany przez zawór przelewowy. Jest to wyraźnie przedstawione na rys. 7. Tak odprowadzony olej wraca przez otwór w osi koła napędzanego do kanału oleju dopływającego. Tego rodzaju krążenie oleju nie wywiera złych skutków, pochodzących z wydzielania się ciepła, których możnaby było oczekiwać. Za zaworem przelewowym znajduje się odpowietrzenie, łączące się z wnętrzem korpusu regulatora (rys. 9). Korpus regulatora jest zaopatrzony w spust, prowadzący do podstawy regulatora, którędy spływający olej może powrócić do silnika. Zawór przelewowy może być, jak widać, nastawiany, jednak nie przewidziano możliwości przeprowadzenia tej czynności przez niewykwalifikowany personel. Dzięki temu regulator został w dużej mierze zabezpieczony przed nieświadomą zmianą regulacji, dokonaną przez pracownika niewykwalifikowanego, któraby wpłynęła ujemnie na pracę śmigła. Pompa olejowa dostarcza olej pod ciśnieniem, znacznie przekraczającym ciśnienie, panujące w układzie olejowym silnika.

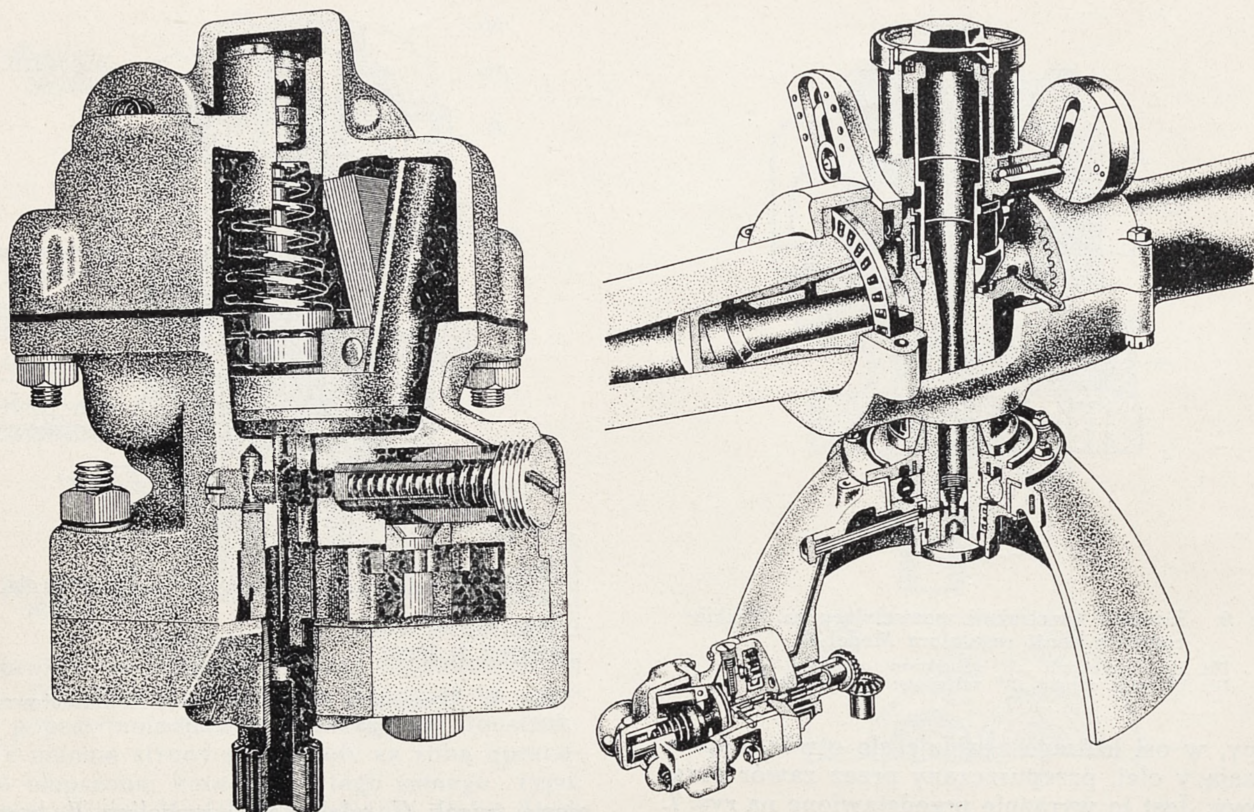
Rys. 9 i 10 przedstawiają urządzenie regulujące zamontowane na nadlewie, specjalnie do tego przewidzianym w silniku. Należy zwrócić uwagę, że kanał, doprowadzający olej z silnika do regulatora, oraz drugi, prowadzący olej pod wysokim ciśnieniem z regulatora do śmigła, są wykonane w karterze silnika. Rys. 9 pokazuje położenie ciężarków i suwaka, odpowiadające ustalonym warunkom pracy silnika. Przyjmuje się, że samolot odbywa lot poziomy z regulatorem nastawionym na 2100 obr/min. Następująca kolejność zjawisk nastąpiłaby wówczas, gdyby samolot został nagle wprowadzony w lot nurkowy:

Z chwilą wzrośnięcia ilości obrotów do 2102, spowodowanego zwiększoną szybkością samolotu, ciężarki regulatora, *AA*, oddalą się od swojej osi obrotu wskutek zwiększonej siły odśrodkowej, ściskając stożkową sprężynę *B*. Czynność ta podniesie suwak *C*, odsłaniając szczelinę *F*, komunikującą się z kanałem, łączącym regulator ze śmigłem. Olej z cylindra piasty śmigła może wówczas spłynąć do *H*. Jednocześnie ze spływaniem oleju z cylindra piasty śmigła przeciwwagi łopatek śmigła powodują przekręcenie łopatek do położenia większego skoku. Zwiększony skok obniża ilość obrotów silnika, za czym idzie obniżenie siły odśrodkowej, działającej na ciężarki regulatora, i powrócenie tych ciężarków do pierwotnego położenia pod działaniem sprężyny; wraz z ciężarkami przesuwa się suwak, zamykając kanał *F*.

Jeśli samolot zostanie podciągnięty do wznoszenia po uprzednim locie poziomym, wówczas następuje odwrotny przebieg zjawisk. Z chwilą obniżenia ilości obrotów o 2 na minutę ciężarki *AA* przesuną się w położenie bliższe do osi obrotu. Suwak *C* obniży się, umożliwiając dopływ oleju pod wysokim ciśnieniem do śmigła. Dopływający olej przesuwa cylinder piasty śmigła, którego ruch obraca łopatki naokoło ich osi do położenia mniejszego skoku. Dzięki temu ilość obrotów śmigła zlekka wzrasta, podwyższając siłę odśrodkową, działającą na ciężarki regulatora *A*. To powiększenie siły odśrodkowej pokonywa działanie sprężyn, wobec czego ciężarki powracają do swego pierwotnego położenia, przesuwając suwak do położenia środkowego, w którym komunikacja z kanałem, doprowadzającym olej do śmigła jest zamknięta. W ten sposób ilość obrotów wraca do wartości, na którą regulator jest nastawiony.

Ta sama kolejność czynności występuje podczas lotu w warunkach ustalonych, gdy samolot napotka na burzliwe powietrze i t. p., jak również podczas ewolucji. W ten sposób regulacja działa praktycznie biorąc bez przerwy.

Kolejność czynności zachodzi bardzo szybko, wobec czego wykrycie zmian w ilości obrotów nie



Rys. 10. Z lewej strony: regulator stałej ilości obrotów Model A; z prawej strony: urządzenie śmigła o stałej ilości obrotów, wskazujące wzajemny układ śmigła, regulatora i kanały olejowe.

jest możliwe. Normalne przyrządy pokładowe nie uwidaczniają jakichkolwiek zmian w ilości obrotów silnika w ustalonych warunkach lotu. Przekonano się, że tok pracy regulatora jest zgodny z opisanym; umieszczenie manometru ciśnienia oleju w przewodzie, zasilającym śmigło, pozwala na stwierdzenie szybkich wahań ciśnienia. Podczas gwałtownych ewolucji można zauważyć nieznaczne chwilowe zmiany ilości obrotów. Tłomaczy się to możliwością manewrowania samolotem szybciej, niż może nadążyć regulator.

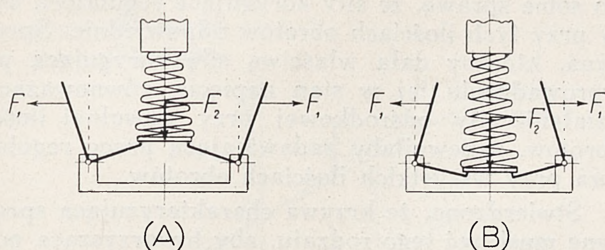
Zasady konstrukcyjne

Celem dokładnego zrozumienia konstrukcji regulatora zachodzi potrzeba jasnego zdawania sobie sprawy z teoretycznych wymagań regulatora tego typu. Przy podstawowym projektowaniu regulatorów jeden z najważniejszych względów, z którym należy się liczyć, to oscylacje obrotów dokoła stanu równowagi. Jest oczywiście bardzo ważne, aby skłonności w tym kierunku były całkowicie wyeliminowane, umożliwiając osiągnięcie warunków zadawalającej pracy.

Cechy charakterystyczne, które stanowią o tym, czy dany regulator będzie oscylował koło wymaganej ilości obrotów, są to jego stateczność, wrażliwość i szybkość reagowania. Te trzy cechy charakterystyczne są nawzajem od siebie zależne i muszą być dostosowane do zadań, jakie ma spełniać dany regulator.

Pewien układ sił, będących w równowadze, określa się jako stateczny wówczas, gdy wytrącenie tych sił ze stanu równowagi spowoduje powstanie innych sił, które będą usiłowały powrócić układ do pierwotnego stanu równowagi. Wrażliwość układu określa się wielkością siły potrzebnej do tak silnego zakłócenia stanu równowagi, któreby wywołało powstanie sił korygujących, t. zn. powracających stan równowagi. Szybkość reagowania układu mierzy się czasem, którego układ potrzebuje dla powrócenia do stanu równowagi po wystąpieniu sił korygujących; czas ten zależy od wielkości sił korygujących.

Z definicji pojęcia stateczności oraz rozpatrzenia układu sił, działających na obciążone sprężyną ciężarki, wynika, że charakterystyki sprężyn powinny być tego rodzaju, aby przy pewnej ilości obrotów i przy oddalaniu się ciężarków od ich osi obrotu, jak wskazano na rys. 11A, siła F_2, wywierana przez sprężynę, była większa od siły odśrodkowej F_1 ciężarków, jak również aby przy zbliżaniu się ciężarków do osi obrotu, jak wskazano na rys 11B, siła sprężyny F_2 była mniejsza, aniżeli siła odśrodkowa F_1 ciężarków. Wymaganie to stanie się oczywiste, jeśli wziąć pod uwagę, że przy braku tej zależności, układ nie wróciłby do stanu równowagi po skorygowaniu ilości obrotów do wartości nastawionej, po uprzedniej zmianie położenia ciężarków, spowodowanej wytrąceniem z właściwej ilości obrotów. Różnica między siłami F_1 i F_2 stanowi tę właśnie siłę korygującą, o której była mowa przy określaniu pojęcia stateczności; siła ta będzie uważana za dodatnią wówczas, gdy pod jej działaniem ciężarki będą przestawiane do położenia pionowego czyli neutralnego.



Rys. 11. Siły działające podczas obrotu ciężarków, obciążonych sprężyną.

Wzajemna zależność sił przy pewnej ilości obrotów da się najlepiej przedstawić na wykresie zależności siły od wychylenia ciężarków. Wykres taki jest przedstawiony na rys. 12. Zależność siły odśrodkowej ciężarków (w dalszym ciągu nazywanej siłą ciężarków) od ich wychylenia jest, jak zaznaczono, funkcją liniową, gdyż siła odśrodkowa zmienia się proporcjonalnie do promienia. Zależność siły sprężyny od tegoż wychylenia może być funkcją liniową lub nie, zależnie od charakterystyk sprężyny. W rozpatrywanym wypadku sprężyna jest typu spiralno - stożkowego, i zależność, o którą chodzi, ma przebieg krzywoliniowy. Dla małych wychyleń jednak zależność ta może być z dostateczną dokładnością uważana jako liniowa. Różnica między siłami dla pewnego wychylenia ciężarków stanowi rozporządzalną siłę korygującą. Wobec tego, że dla małych wychyleń krzywa siły sprężyny może być uważana za prostą, pochylenie obu krzywych może być traktowane jako wielkość, obrazująca wielkość siły nietylko dla ciężarków, ale i dla sprężyny.

Rozpatrzenie warunków pracy regulatora wskazuje w sposób oczywisty, że różnica w pochyleniach krzywych sił w funkcji wychylenia ciężarków jest ważna, wyznacza ona bowiem wielkość siły korygującej. Jeśli różnica w pochyleniach jest duża, wówczas dla pewnego wychylenia ciężarków siła korygująca wypadnie duża, i odwrotnie, małej różnicy pochyleń odpowiada mała siła korygująca. Wielkość siły korygującej powinna być dobrana w ten sposób, aby przy powrocie ilości obrotów regulatora do wartości nastawionej siła ta była dostatecznie duża na to, aby pokonać tarcie w układzie i powrócić ciężarki do położenia środkowego. Siła korygująca, towarzysząca pewnemu wychyleniu, nie powinna być wszakże zbyt duża, gdyż wpłynie to ujemnie na wrażliwość układu. sprężyny, potrzebny dla zrównoważenia zmiany położenia ciężarków dla pewnej zmiany ilości obrotów będzie bardzo mała, gdyż przyrost siły sprężyny, potrzebny dla zrównoważenia zmiany siły odśrodkowej zostanie uzyskana już dla bardzo małych zmian ugięcia sprężyny. W ten sposób ruch urządzenia, sterującego śmigło i uruchomianego przez ruch ciężarków, będzie bardzo mały, wskutek czego szybkość reagowania śmigła będzie bardzo mała.

W wypadku regulatora stałej ilości obrotów pierwotna sprężyna (w urządzeniu PW-34) była typu spiralno - cylindrycznego. Próby dowiodły, że urządzenie to pracowało zadawalająco w małym jedynie zakresie ilości obrotów. Przeprowadzono badania sił, powodowanych siłą odśrodkową i działaniem sprężyny, stwierdzając, że różnica pomiędzy pochyleniami krzywych sił, jak zaznaczono na rys. 12, zmieniała się zależnie od ilości obrotów, przy której pracował regulator, do tego stopnia, że w pewnych wypadkach różnica ta była ujemna, uniemożliwiając działanie regulatora, w innych wypadkach natomiast różnica ta była tak wielka, że uzyskiwano niedostateczną wrażliwość i szybkość reagowania.

Zasadniczą przyczyną, dla której podana różnica sił ulega zmianie, jest okoliczność, że siła odśrodkowa ciężarków, zajmujących pewne położenie, zmienia się z kwadratem ilości obrotów, w związku z czym zależność siły tej od ilości obrotów ma przebieg krzywoliniowy, podczas gdy krzywa sił sprężyny spiralno - cylindrycznej przedstawionych w funkcji ugięcia sprężyny, ma stałe pochylenie. Charakter tych zależności przedstawiono na rys. 13, zaś wytłomaczenie ich jest następujące:

Wracając do rys. 12, zależność siły F_S, wywieranej przez sprężynę spiralno - cylindryczną, od jej ugięcia D, może być wyrażona równaniem:

$$F_S = C_1 D \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

zaś istniejąca przy pewnej ilości obrotów zależność siły odśrodkowej F'_B od zmieniającej się odległości R środków ciężkości ciężarków od osi obrotu, wyraża się wzorem:

$$F'_B = C_2 R \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Ponieważ zmiana promienia R dla ciężarków wiąże się z ugięciem D wielkość jego może być przedstawiona jako:

$$D = C_3 R \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

zaś równanie na siłę w sprężynie może być napisane:

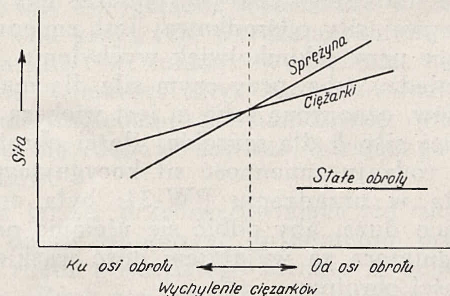
$$F_S = C_4 R \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Na tej podstawie staje się oczywiste, że istnieje możność przedstawienia siły sprężyny i ciężarków przy stałej ilości obrotów w zależności od zmienności promienia toru środka ciężkości ciężarków lub też, jak zaznaczono na rysunku, od wychylenia ciężarków.

Pochylenie krzywej siły sprężyny wynosi

$$\frac{dF_S}{dR} = C_4$$

i jest stałe niezależnie od ilości obrotów regulatora. Analogicznie, pochylenie krzywej siły ciężarków w funkcji wychylenia jest stałe, jednak tylko



Rys. 12. Schematyczne przedstawienie zależności sił od wychylenia ciężarków.

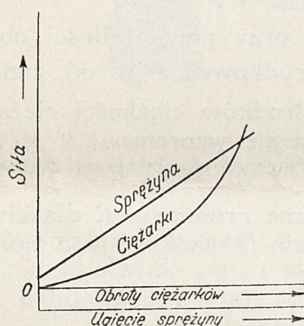
dla pewnej stałej ilości obrotów. Gdy ta ilość obrotów ulega zmianie, wówczas pochylenie tej ostatniej krzywej staje się inne. Zależność ta staje się oczywista, jeśli zdać sobie sprawę, że siła odśrodkowa ciężarków w ustalonym położeniu zmienia się z ilością obrotów i że zmienność tej siły przy pewnej ilości obrotów jest proporcjonalna do wychylenia ciężarków. Z tego wynika, że siła odśrodkowa, działająca na ciężarki, jest funkcją zarówno ilości obrotów N jak i wychylenia ciężarków R; może być ona wyrażona:

$$F_B = (C_5 + C_6 R)\, N^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (5)$$

Pochylenie krzywej, wyrażającej zależność siły odśrodkowej od wychylenia ciężarków przy pewnej ilości obrotów, wyraża się:

$$\frac{dF_B}{dR} = C_6\, N^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (6)$$

Z tego wynika, że różnica w pochyleniu krzywych, wyrażających zależność obu sił od wychylenia ciężarków, zależy od ilości obrotów. Różnica tych pochyleń wyznacza wielkość siły korygującej, wpływającej na działanie regulatora, wobec czego działanie to będzie zależało od ilości obrotów.



Rys. 13. Zależność siły odśrodkowej od ilości obrotów ciężarków oraz siły w sprężynie od jej ugięcia.

Zależności te staną się wyraźniejsze po zapoznaniu się z rys. 14. Jeśli ciężarki znajdują się w położeniu środkowym, to znaczy wychylenie równa się zeru, wówczas siła sprężyny musi być dobrana przez ściskanie jej w ten sposób, aby zrównoważyć siłę odśrodkową ciężarków przy tej ilości obrotów, która ma być utrzymywana przez regulator. Na rysunku przedstawiono dwa układy warunków: jeden dla niskich, drugi zaś dla wysokich obrotów. Różnica między siłami korygującymi, wyrażająca się różnicą w pochyleniach dla każdej pary krzywych, jest zupełnie oczywista. Wobec tego, że pochylenie krzywej siły sprężyny jest stałe dla całego zakresu, podczas gdy pochylenie krzywej siły odśrodkowej jest zmienne, siły korygujące przy jakimkolwiek wychyleniu x różnią się między sobą, przy czym siła dla małej ilości obrotów, oznaczona jako a, jest większa od odpowiedniej siły b dla wysokiej ilości obrotów.

Tego rodzaju zmienność sił korygujących występowała w urządzeniu PW-34; była ona wystarczająco duża, aby odbić się ujemnie na działaniu regulatora za wyjątkiem dość wąskiego zakresu ilości obrotów.

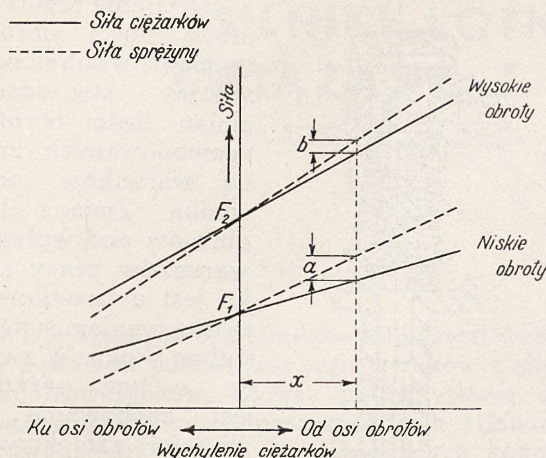
Wobec uzyskania zadawalających wyników pracy regulatora dla pewnych ilości obrotów, zdano sobie sprawę, że siły korygujące regulatora były przy tych ilościach obrotów odpowiednie. Sprężyna, któraby dała właściwą siłę korygującą po wprowadzeniu jej w stan napięcia, równoważący działanie siły odśrodkowej przy dowolnej ilości obrotów, zapewniłaby zadawalającą pracę regulatora przy wszystkich ilościach obrotów.

Stwierdzono, że krzywa charakteryzująca sprężynę musi być tego rodzaju, aby towarzysząca powiększaniu siły w sprężynie zmiana pochylenia tej krzywej następowała nieco wolniej, aniżeli ta zmiana pochylenia krzywej siły ciężarkow w funkcji wychylenia, która następuje wraz ze zmianą siły odśrodkowej w ciężarkach, towarzyszącą zmianie ilości obrotów; zachowanie tego warunku pozwoli na uzyskanie stałej różnicy pochyleń obu krzywych niezależnie od obrotów.

Wymaganie to stanie się zrozumialsze na podstawie rysunku 15. Jeśli przyjąć, że przy wychyleniu zerowym siła F_2 jest dwukrotną siły F_1, wówczas pochylenie krzywej dla wysokiej ilości obrotów będzie dwukrotnie większe, aniżeli pochylenie krzywej przy niskich obrotach, gdyż siła odśrodkowa ciężarków zmienia się proporcjonalnie do wychylenia. W związku z tym pochylenie krzywej dla wysokiej ilości obrotów może być przedstawione jako $\frac{4m}{x}$ zaś pochylenie krzywej dla obrotów niskich jako $\frac{2m}{x}$. Siła korygująca przy wychyleniu x zostaje oznaczona a i, dla celów niniejszego wywodu, oznaczona jako równa $2m$. Wobec założonej równości siły korygującej w obu warunkach otrzymuje się miarę pochylenia krzywej siły w sprężynie, które to pochylenie wyniesie dla wysokich obrotów $\frac{6m}{x}$, dla niskich zaś $\frac{4m}{x}$. Z tego wynika, że pochylenie krzywej siły sprężyny jest dla wysokich obrotów nie dwu-, a tylko półtorakrotnie większe od pochylenia dla obrotów niskich, a więc, jak zaznaczono poprzednio, spowodowana wzrostem obrotów zmiana pochylenia krzywej siły sprężyny okazała się mniejsza od zmiany pochylenia krzywej siły ciężarków.

W wyniku rozważenia różnicy między pochyleniami krzywych sił sprężyny i ciężarków można wyprowadzić równanie przedstawiające charakterystykę sprężyny. Znając zależność pochylenia krzywej siły ciężarków w funkcji wychylenia od ilości obrotów (równanie 6), wystarczy dodać do tej zależności stałą potrzebną różnicę pomiędzy pochyleniami krzywych sił w sprężynie i ciężarkach i następnie zcałkować otrzymane wyrażenie celem uzyskania krzywej siły w sprężynie.

Należy tu zwrócić uwagę, że główne zainteresowanie jest tu zwrócone na różnicę kierunków obu krzywych w tym punkcie, dla którego wychylenie ciężarków równa się zeru, gdyż przy małych wychyleniach kierunki te przedstawiają bezpośrednio, siły w krzywych. Jak zaznaczono poprzednio, sprężyna otrzymuje wstępne napięcie, dosto-



Rys. 14. Wzajemne pochylenie krzywych zmienności sił sprężyny i ciężarków przy dwóch różnych ilościach obrotów.

sowane do zrównoważenia siły odśrodkowej w ciężarkach przy wchodzącej w rachubę ilości obrotów, i w tym właśnie miejscu krzywej siły w sprężynie pochylenie tej krzywej powinno mieć zawsze tę samą nadwyżkę w porównaniu do pochylenia krzywej siły ciężarków.

Jeśli oznaczyć wstępne ugięcie sprężyny przez y, wówczas, jak wiadomo z charakterystyki sprężyny, siła sprężyny F_S będzie zależała wyłącznie od tego ugięcia i w związku z tym pochylenie tej krzywej wyniesie $\frac{dF_S}{dy}$.

Siła korygująca, potrzebna przy małym wychyleniu ciężarków x, zostaje określona przez a, wówczas różnica między pochyleniami obu krzywych wypadnie równą $\frac{a}{x} = C_7$.

Wobec tego, że równanie 6 przedstawia pochylenie krzywej siły w ciężarkach przy dowolnej ilości obrotów, wyrażenie dla pochylenia krzywej siły w sprężynie może być napisane w następujący sposób:

$$\frac{dF_S}{dv} = C_6 N^2 + C_7 \quad . \; . \; . \; . \quad (7)$$

Gdy $R = 0$,

$F_B = C_5 N^2$ z równania (5)

oraz

$$F_B = F_S$$

W związku z tym

$$\frac{dF_S}{dy} = \frac{C_6 F_S}{C_5} + C_7 = C_8 F_S + C_7$$

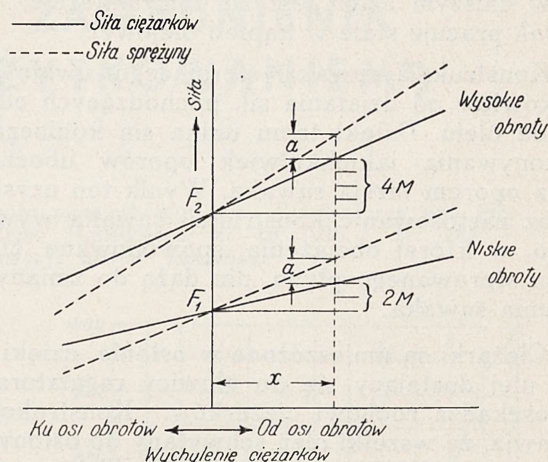
Odwracając

$$\frac{dy}{dF_S} = \frac{1}{C_8 F_S + C_7} \quad . \; . \; . \; . \quad (8)$$

Całkując

$$y = \frac{1}{C_8} \lg_e (C_8 F_S + C_7) + C_9 \quad . \; . \quad (9)$$

Wobec tego, że dla każdej sprężyny przy $y = 0$, $F_S = 0$.



Rys. 15. Zmienność sił, zapewniająca stałą i pożądaną wielkość sił korygujących.

$C_9 = -\frac{1}{C_6} \lg_e C_7$, lub też, ponieważ $C_8 = \frac{C_6}{C_5}$ i $C_7 = \frac{a}{x}$

$$C_9 = -\frac{C_5}{C_6} \lg_e \frac{a}{x}$$

Stałe C_5 i C_6 są znane na podstawie znajomości charakterystyki ciężarków. Wartości a i x są dobrane dla otrzymania żądanej siły korygującej. Z tego wynika, że równanie (9) całkowicie określa sprężynę dla regulatora. Dalsze upraszczanie tego równania w kierunku wyrażenia F_S w zależności od y nie jest celowe, gdyż w postaci tej równanie stałoby się znacznie bardziej złożone i jego przydatność nie powiększyłaby się.

Zbadanie charakterystyk sprężyn wykazało, że potrzebna zmienność siły w sprężynie i odpowiednie do każdych obrotów pochylenie krzywej zależności tej siły od wychylenia ciężarków mogą być uzyskane z bardzo dużym stopniem przybliżenia przez zastosowanie spiralnej sprężyny stożkowej. Próby sprężyny tego rodzaju wykazały bardzo korzystne zachowanie się jej w całym zakresie regulowanych ilości obrotów. W związku z tym sprężynę tego rodzaju zastosowano w nowym regulatorze model A.

Urządzenie będzie pracowało w zadawalający sposób jedynie wówczas, gdy wrażliwość jego jest dostatecznie duża. Dzięki temu zdobywa się możliwość korygowania małych zmian ilości obrotów dostatecznie szybko na to, aby stale utrzymać ilość obrotów w bezpośredniej bliskości wartości nastawionej. Wrażliwość zależy od właściwego doboru siły korygującej, wynikającej z różnicy pochyleń obu krzywych, wyrażających siłę sprężyny i ciężarków w funkcji wychylenia ciężarków, oraz od wielkości siły, spowodowanej tarciem i innymi względami mechanicznymi, przeciwstawiającej się ruchowi suwaka sterującego a zatem ciężarków.

Siła tarcia, przeciwstawiająca się ruchowi suwaka, da się zmniejszyć do minimum przez połączenie ruchu posuwistego suwaka z ruchem obrotowym. Ruch ten został z łatwością uzyskany przez umieszczenie suwaka we wnętrzu wałka napędzającego ciężarki. Suwak jest hydrauliczny,

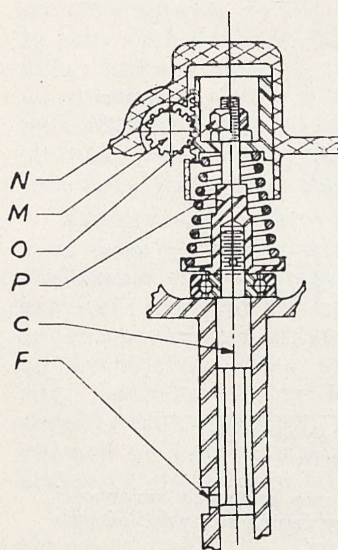
co w dalszym ciągu jeszcze obniża tarcie, gdyż suwak pracuje stale w kąpieli olejowej.

Konstrukcja suwaka sterującego uwalnia go całkowicie od działania sił, pochodzących od ciśnienia oleju. Dzięki temu unika się konieczności pokonywania jakichkolwiek oporów ubocznych poza oporem tarcia suwaka. Wynik ten uzyskano przez zastosowanie konstrukcji suwaka wyważonego, w której obciążenia, spowodowane ciśnieniem sterowanego płynu, nie dążą do zmiany położenia suwaka.

Ciężarki są umieszczone w osłonie, dzięki czemu olej dostający się do głowicy regulatora nie przeszkadza ruchowi ciężarków. Konstrukcja ta sprawia, że wszelki olej, schwytany do osłony, będzie wirował wraz z ciężarkami. W ten sposób uniknięto tarcia w łożyskach ciężarków, które stałoby się konsekwencją nacisków bocznych na ciężarki, wywołanych nagromadzonym koło nich nieruchomym olejem; tarcie to obniżyłoby wrażliwość urządzenia. Zapobieżenie temu jest specjalnie ważne ze względu na możliwość pracy regulatora przy niskich temperaturach otoczenia, gdy olej staje się bardzo gęsty.

Ewentualność mechanicznego uszkodzenia regulatora jest przewidziana przez zapewnienie w razie potrzeby sterowania przymusowego. Sposób dokonania tego jest przedstawiony na rys. 16. Pokręcenie do końca kółka *M* doprowadza do podniesienia suwaka *N* aż do oparcia się jego o nakrętkę *O*; pozwala to na podniesienie suwaka *C*, wskutek czego szczelina *F* pozostaje otwarta, wypuszczając olej ze śmigła, niezależnie od ilości obrotów silnika. Dzięki temu śmigło ustawia się na skok maksymalny. Jeśli znowu przekręcić kółko *M* do końca w kierunku przeciwnym, wówczas suwak *N* styka się z obrzeżem *P* i suwak *C* opuszcza się, otwierając dopływ do szczeliny *F* dla oleju o wysokim ciśnieniu. W konsekwencji tego śmigło ustawia się na najmniejszy skok. Z tego wynika, że w razie pojawienia się wad w działaniu regulatora śmigło może być używane jako dwuskok i lot kontynuowany.

Działanie śmigła jako dwuskoku jest zawsze możliwe dopóty, dopóki dopływa doń olej pod ciśnieniem. W pewnych wypadkach zależy na posługiwaniu się śmigłem raczej jako dwuskokiem, aniżeli jako śmigłem o stałych obrotach. Ewentualność taka jest napotykana na przykład przy podgrzewaniu silnika i próbowaniu go przed startem, gdy zachodzi potrzeba zorientowania się w dobroci działania silnika przez sprawdzenie ilości obrotów, przy której silnik będzie pracował po otwarciu przepustnicy do pewnego położenia. Przyjęto również sprawdzanie układu zapłonowego przez notowanie spadku ilości obrotów, towarzyszącego kolejnemu wyłączaniu obu iskrowników.



Rys. 16. Sterowanie przymusowe.

Działanie regulatora stałej ilości obrotów uniemożliwiłoby, oczywiście, stwierdzenie zmian ilości obrotów, spowodowanych zmianą warunków pracy silnika. Zmiana ilości obrotów pod wpływem warunków pracy silnika jest uwarunkowana zastosowaniem śmigła o stałym skoku. W związku z tym pożądane jest zachowanie możliwości zablokowania łopatek, na co pozwala urządzenie do sterowania przymusowego.

W wypadku uszkodzenia przewodu, prowadzącego olej do piasty śmigła, przymusowe sterowanie pozwala pilotowi na doprowadzenie śmigła do położenia skoku maksymalnego, wskutek czego przepływ oleju zostaje odcięty, co zapobiega stracie oleju z obiegu silnikowego i następnemu uszkodzeniu silnika.

Przy stosowaniu urządzenia do stałej ilości obrotów odpada możliwość oparcia się na wskazaniach licznika obrotów przy regulowaniu składu mieszanki. W związku z tym nasuwa się konieczność zastosowania przepływomierzy do paliwa, analizatorów spalin, wskazujących stosunek paliwa do powietrza, lub też gaźników samoczynnych. W braku tych urządzeń pilot może przy pomocy sterowania przymusowego doprowadzić śmigło do położenia dużego skoku i dobrać następnie właściwy skład mieszanki zwykłą metodą. Następnie sterowanie samoczynne zostaje powrócone.

Pompa olejowa regulatora ma za zadanie zwiększenie ciśnienia oleju tak, by umożliwić pracę śmigła przy większym zakresie zmienności skoku oraz by przyśpieszyć szybkość ustawiania się śmigła. Ciśnienie oleju jest regulowane przy pomocy zaworu przelewowego, nastawionego na ciśnienie 12,6 do 14 kg/cm². Wydatek pompy wynosi 7,5 do 9,5 litr. na minutę przy 10,5 kg/cm² i 1750 obr/min. Pompa wraz z regulatorem wymaga jedynie ½ KM przy maksymalnej ilości obrotów.

Obecnie znajduje się w użyciu powyżej 400 regulatorów. Wiele z nich ukończyło 1000 godzin lotu, a niektóre 1500 godzin lotu z zadawalającym wynikiem. Wszystkie podlegają periodycznym przeglądom i dotychczas były zwracane do użytku po dokonaniu minimalnych jedynie zabiegów remontowych.

SILNIKI LOTNICZE I ZAGADNIENIA ZWIĄZANE Z ICH UŻYTKOWANIEM*)

ARTHUR NUTT

Z oryginału niemieckiego p. t. „Flugmotoren und ihre Betriebsprobleme", Luftwissen, Nr. 10, 1936 r. str. 287 — 298, przetłumaczył inż. J. Tuszyński.

Dla konstruktora silników lotniczych dużą wartość posiada porównanie jego wyników z silnikami współzawodników. Bliższe porównywanie danych charakterystycznych poszczególnych silników doprowadziłoby tylko do niemających końca rozbieżności, dotyczących dokładności danych i przyjętej metody porównania. Lepszą metodą wydaje się krótkie przedstawienie drogi rozwojowej, przyjętej przez firmę Wright, zaś porównanie przyjętej drogi i uzyskanych na niej wyników z danymi innych wytwórni pozostawia się czytelnikowi.

1. Drogi rozwojowe

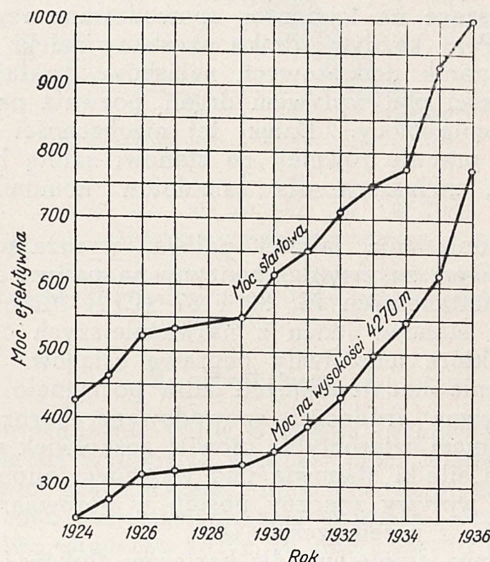
Budowanie silnika według całkowicie nowego projektu nie jest naogół przyjęte. Korzystniej jest zestawiać razem znane elementy i udoskonalać konstrukcję w szczegółach bez narażania się na ryzyko, towarzyszące zbyt śmiałemu eksperymentowaniu. Przykładem stosowania tych zasad były prace nad silnikiem Wright „Cyclone", prowadzone w przeciągu ostatnich dwunastu lat (patrz rys. 1).

Moc tego silnika została w podanym okresie czasu niemal podwojona. Moc startowa podniosła się z 425 KM w 1924 r. do 1000 KM w końcu 1935 roku. Podobnie wzrosła moc na wysokości 4270 m, podnosząc się z 250 KM na 775 KM. Zwraca uwagę szybszy wzrost mocy od 1930 r., zjawisko, dające się przypisać zwiększonemu współzawodnictwu, wciągnięciu do współpracy wybitnych sił technicznych i udostępnieniu wystarczających środków pieniężnych. Dalszy rozwój nie da się przewidzieć.

Na rys. 2 podano graniczne osiągi silnika, wyznaczone przez stopień sprężania i przez podgrzanie mieszanki, wprowadzanej do cylindrów. Istnieją również inne drogi poprawiania osiągów, poza podwyższaniem ilości obrotów i średniego ciśnienia efektywnego, dotychczas zbadane i wyzyskane w niewystarczający sposób. Zarówno pod względem mocy startowej jak i wysokościowej silnik „Cyclone" stanowi doskonały przykład współczesnego silnika o pojemności skokowej 30 litrów.

Podany postęp został umożliwiony przez staranne zaprojektowanie szczegółów, użycie lepszych materiałów, środków napędowych i olejów, aczkolwiek postęp w jakości tych ostatnich z trudnością nadąża za rozwojem silników. Zamieszczona poniżej tablica 1 podaje dane, dotyczące rozwoju cylindrów silnika „Cyclone".

*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Lilienthal Gesellschaft für Luftfahrtforschung w Berlinie dn. 13 października 1936 r.



Rys. 1. Moc silników Wright-Cyclone.

Tablica 1.

Charakterystyki cylindrów silnika „Cyclone".

Rok	Moc nomin. cylindra KM	Obrotów na min.	Powierzchnia chłodząca Głowica	Tuleja	Ciężar
1927	58,5	1900	620	605	—
1930	68,0	1900	692	605	29,05
1932	80,0	1950	728	605	30,08
1933	83,5	1950	932	605	31,00
1934	85,5	2100	1000	605	31,00
1935	89,0	2100	1900	605	35,50
1936	95,0	2100	1900	790	37,50

Odstęp między żeberkami chłodzącymi został zmniejszony z 9,5 mm na 5,8 mm, zaś głębokość ich wzrosła z 22,3 mm na 38 mm. Zasługę za uzyskanie tych wyników należy przypisać przede wszystkim odlewniom i wytwórcom modeli. Największe powiększenie powierzchni chłodzącej, wynoszące 65%, zostało dokonane w ostatnim roku. Możliwości dalszego postępu istnieją nadal, nie wyczerpano bowiem dotychczas granicznych możliwości chłodzenia cylindrów. Jak wynika z tablicy, moc wzrosła o 62,51%, jednocześnie jednak powierzchnia chłodząca cylindrów wzrosła o 120%.

Jedno z najnowszych ulepszeń, to zastosowanie azotowania do gładzi cylindrów. Aczkolwiek użycie takiego materiału do silników lotniczych nie jest nowością, to wprowadzenie go do amerykańskich silników chłodzonych powietrzem stanowi inowację i zarazem krok naprzód w stosowanych metodach produkcyjnych, wymagający niezwykłej dokładności i czystości. Ogólnie biorąc, podwyższenie mocy w nieznacznym stopniu zosta-

ło umożliwione zastosowaniem lepszych materiałów. Postępy, wyrażające się opracowywaniem nowych materiałów, były w istocie rzeczy bardzo niewielkie.

Wprowadzenie dynamicznego tłumika drgań, uzyskanego na drodze specjalnego przystosowania przeciwwagi, jest jedną z najpotrzebniejszych dla rozwoju silników lotniczych zdobyczy. Zasada wynalazku została szczegółowo opisana przez wynalazcę Taylora[1]). Dzięki niemu udało się całkowicie wyeliminować krytyczne ilości obrotów i towarzyszące im trudności, spowodowane rezonansem. Przy każdym silniku uzyskany dzięki tłumikowi zanik dodatkowych nacisków, działających na części pod wpływem drgań, pozwala na podwyższenie mocy. Dzięki tej nieobecności drgań silnik pracuje równiej, co stanowi zaletę bardzo ważną zwłaszcza dla samolotów komunikacyjnych.

Podniesienie jakości paliwa, wyrażające się przejściem ze zwykłej benzyny na paliwa o liczbach oktanowych 73, 80 i 87 (CFR Motor Method), stanowi jeden z najważniejszych czynników, które umożliwiły poprawę osiągów. Wprowadzenie niedetonujących paliw pociągnęło za sobą pewne trudności, spowodowane korozyjnym działaniem czteroetylku ołowiu, aczkolwiek współczesne silniki stanowią pod względem odporności na te wpływy znaczny postęp w porównaniu do silników z przed sześciu lat.

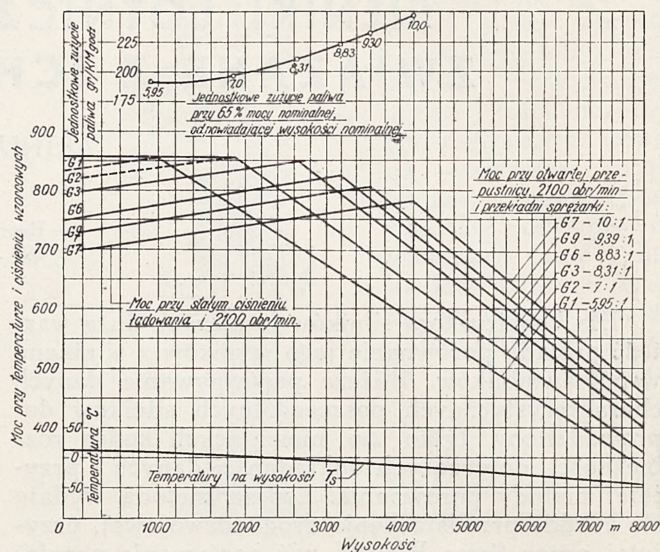
Stopy aluminiowe dla karterów, tłoków i wielu innych części przyczyniły się w wybitnym stopniu do podwyższenia mocy bez zmiany ciężaru silnika. Brak miejsca nie pozwala na rozpatrzenie wielu innych szczegółów, które przyczyniły się do osiągnięcia dzisiejszego stanu rzeczy.

Przed oddaniem silników do produkcji seryjnej poddaje się je dwóm próbom zdatności o przebiegu opisanym w dalszym ciągu. Te 150-godzinne próby są zapewne równie uciążliwe, a nawet uciążliwsze, aniżeli próby, wymagane przez którykolwiek z krajów poza Stanami Zjednoczonymi. Uciążliwość prób wydaje się niezbędna dla zbliżenia się warunkami próby do pracy silnika w warunkach rzeczywistych. Próba ma następujący przebieg:

Plan 150-godzinnej próby zdatności

1. 25 godzin, składające się z 2½-godzinnych okresów kolejno przy mocy i obrotach nominalnych oraz przy 90% mocy i 97% obrotów nominalnych.
2. 15 godzin, składające się kolejno z 5-minutowych okresów przy mocy i obrotach startowych i 10-minutowych okresów przy najniższych obrotach, na jakich silnik może jeszcze pracować.
3. 15 godzin, składające się kolejno z 5-minutowych okresów przy mocy i obrotach startowych i 10-minutowych okresów przy 60% obrotów startowych lub też nominalnych, wymaganych przez wojsko; obciążenie śmigłem.

[1]) „Eliminating Crankshaft Torsional Vibration in Radial Aircraft Engines" E. S. Taylor, S. A. E. Journal, March 1936, str. 81—89. Streszczone w Techn. Now. Lotn. marzec 1936, str. 65—67.



Rys. 2. Moc na wysokości silników Wright-Cyclone „G"
Moc startowa w bliskości ziemi przy 2200 obr/min.
(w czasie 1 minuty):

Typ	Przekładnia sprężarki	Moc startowa l. o. 87	Moc startowa l. o. 95
Gr—1820—G1	5,95	954	954
Gr—1820—G2	7,00	1015	1037
Gr—1820—G3	8,31	888	908
Gr—1820—G6	8,83	832	852
Gr—1820—G9	9,39	771	792
Gr—1820—G7	10,00	710	730

4. 25 godzin, składające się z 2½-godzinnych okresów kolejno przy mocy i obrotach nominalnych oraz przy 80% mocy i 93% obrotów nominalnych.
5. 25 godzin, składające się z 2½-godzinnych okresów kolejno przy mocy i obrotach nominalnych oraz przy 70% mocy i 89% obrotów nominalnych.
6. 25 godzin, składające się z 2½-godzinnych okresów kolejno przy mocy i obrotach nominalnych oraz przy 60% mocy i 84% obrotów nominalnych.
7. 15 godzin, składające się z 2½-godzinnych okresów kolejno przy 80% mocy i 93% obrotów nominalnych oraz przy 70% mocy i 90% obrotów nominalnych.
8. 5 godzin przy mocy nominalnej i 110% obrotów nominalnych.

Uzupełnienie do 150-godzinnej próby zdatności stanowią następujące próby:

1. 50 lotów nurkowych po 30 sekund, każdorazowo przy 120% obrotów nominalnych i ponadto 10 lotów nurkowych po 30 sekund przy 125 i 130% obrotów nominalnych. Wszystkie te próby są przeprowadzane przy ciśnieniu ładowania, zapewniającym równą pracę silnika. Przy próbie tej łożyska, przenoszące siły masowe, podlegają największym obciążeniom.
2. 15 minut pracy przy obrotach minimalnych i obciążeniu śmigłem, jak w pierwszych 25 godzinach. Podczas próby tej stwierdza się wszystkie wady zapłonu w cylindrach i ogólną jakość pracy silnika. Bezpośrednio po tych 15 minutach przepustnica zostaje ustawiona na moc i obroty nominalne. No-

tuje się zachowanie silnika podczas przyśpieszania obrotów oraz czas, potrzebny dla całkowitego przepalenia świec.

Silnik, który przeszedł zadawalająco podobne dwie próby, jest uważany za nadający się do użytku przy okresach pracy między kolejnymi remontami, wynoszących od 400 do 600 godzin i przy całkowitym czasie użytkowania 3000 lub więcej godzin. Pojedyńcze silniki osiągnęły w liniach komunikacyjnych czas pracy przewyższający 5000 godzin, zanim wynikła konieczność wycofania ich z użytku.

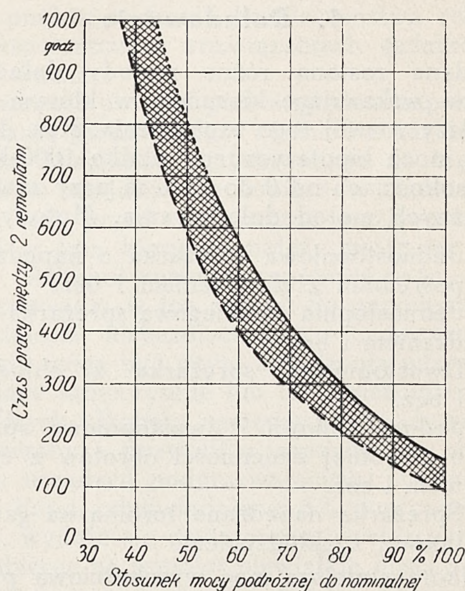
Opisana próba nie pozwala na wykrycie wszystkich słabych stron silnika, gdyż normalna praca silnika doprowadza zawsze do ujawnienia się ubocznych wad, które muszą być usunięte. Prace rozwojowe nie ograniczają się do jednego silnika danego typu, a opierają się na trzech lub więcej obserwowanych silnikach, do których dołącza się możliwie wcześnie dalsze silniki do tymczasowego użytkowania, poprzedzającego rozpoczęcie normalnej produkcji.

2. Dane charakterystyczne silników

Przyjęte w Ameryce zasady charakteryzowania silników uległy w ostatnim roku zmianie, gdyż możliwości silników nie były dotychczas w pełni wyzyskiwane. Jako moc startowa została wprowadzona moc, przekraczająca normalną moc nominalną. Objętą próbą zdatności pracę silnika w warunkach startowych uważa się za dostateczną, gdy tymczasem w rzeczywistości, jak to się nieraz okazało, silniki przepracowują wielokrotność tych godzin, które są przewidziane próbą.

Użytkowanie silnika w warunkach rzeczywistych dowiodło, że moc silnika, którego rozwój nastąpił po liniach wskazanych opisaną próbą zdatności, mogła być w warunkach startowych z powodzeniem podwyższona o 20%. W lotnictwie amerykańskim praca silnika przy wysokich obrotach i mocy została ograniczona do startu. Korzyści, jakie daje zwiększona szybkość w locie poziomym, na mocy maksymalnej, mogą być wyzyskane tylko w lotnictwie angielskim. Być może, zwiększona moc startowa jest krokiem pośrednim, poprzedzającym dopuszczenie wyższych mocy dla krótkotrwałych lotów poziomych lub też w wypadkach potrzeby.

Doświadczenie i eksploatacja dadzą odpowiedź na powyższe pytania. W lotnictwie komunikacyjnym praca przy podwyższonych obrotach ma znaczenie jedynie podczas startu, aczkolwiek istnieje zasada porównywania samolotów na podstawie ich szybkości maksymalnej w locie poziomym przy mocy nominalnej. Najważniejszymi charakterystykami są szybkość przelotowa i zdolność do startu. Przeciążenie silnika dla celów wojskowych jest korzystne, jednak towarzyszy mu obniżenie niezawodności i całkowitego czasu pracy silnika. Dla zobrazowania dających się osiągnąć wyników przedstawiono na rys. 3 wpływ obniżenia mocy przelotowej na czas pracy silnika między kolejnymi remontami. O użytkowaniu silnika w warunkach przeciążenia zadecydują sytuacje przymusowe.



Rys. 3. Przybliżona zależność mocy podróżnej od zamierzonego czasu pracy silnika między dwoma remontami.

3. Paliwa

Wprowadzenie paliw o liczbie oktanowej 100 pozwala na wydobycie większej mocy z silników. Niedawna praca Kleina [1]) informuje, że w najbliższym roku budżetowym amerykańskie lotnictwo wojskowe zamierza zużyć 16 milionów litrów takiego paliwa. Udostępnienie nowego paliwa pozwala na podwyższenie ciśnienia ładowania silników i zapewnia przy współczesnych silnikach dodatkowe zabezpieczenie na wypadek przekroczenia dopuszczalnego ciśnienia ładowania.

Dużo już pisano o nowoczesnych paliwach i ich wpływie na moc i zużycie paliwa, nie wiele natomiast da się powiedzieć o dalszym rozwoju paliw i ich dużej różnorodności. Przy silnikach wysokościowych o stopniu sprężania dostosowanym do paliwa o liczbie oktanowej 87 (CFR Motor Method) nowe paliwo pozwala na podwyższenie mocy o 20% i na obniżenie zużycia jednostkowego o 6%. Dalsze obniżenie jednostkowego zużycia paliwa jest możliwe na drodze zmiany stopnia sprężania do wartości, dostosowanej do odporności na detonację nowych paliw. Zwiększona moc umożliwia podwyższenie ciężaru użytecznego samolotu, zaś wyższa jakość paliwa zapewnia skuteczniejszą ochronę przed szkodliwymi skutkami detonacji i pozwala dzięki temu liczyć się z obniżeniem kosztów utrzymania silnika: wszystko to są czynniki, usprawiedliwiające wprowadzenie nowych paliw do lotnictwa komunikacyjnego na większych odległościach przelotu.

Obecnie nowe paliwa są dostępne już w wielu miejscowościach. Zwiększonemu zapotrzebowaniu będzie towarzyszył wzrost zainteresowania wytwórców i obniżenie cen, będące konsekwencją większej produkcji i opracowania nowych metod wytwarzania paliw na drodze syntetycznej.

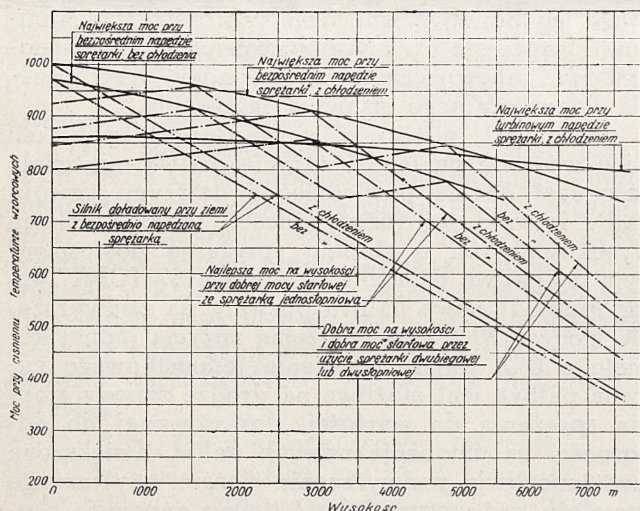
[1]) „Future Possibilities of 100-Octane Aircraft-Engine Fuel", F. D. Klein, S. A. E. Journal, August 1936 r., str. 304—312. Patrz również „Paliwo o liczbie oktanowej 100", Techn. Now. Lotn. wrzesień 1936, str. 194—202.

4. Doładowanie

Podane zostaną różne metody doładowania silników, wskazujące kierunek, w którym zwraca się dalszy rozwój tego zagadnienia. Rys. 4 przedstawia moce hipotetycznego silnika 1000-konnego na wysokościach od 0 do 7620 m przy zastosowaniu różnych metod doładowania. Metody te są:

1. Jednostopniowa sprężarka o napędzie bezpośrednim z chłodzeniem i bez.
2. Jednostopnia dwubiegowa sprężarka z chłodzeniem i bez.
3. Dwustopniowa sprężarka z chłodzeniem i bez.
4. Jednostopniowa i dwustopniowa sprężarka o dowolnej zmienności obrotów z chłodzeniem i bez.
5. Sprężarka napędzana turbiną na gazy spalinowe, z. chłodzeniem.

Najkorzystniejsza moc wysokościowa przy zastosowaniu sprężarki jednostopniowej bez chłodzenia jest wyznaczona przez moc startową, dającą się osiągnąć bez obawy o nadmierne podwyższenie temperatury mieszanki za sprężarką, i odpowiada wysokości 2900 m. Można również stosować sprężarki o wyższym stopniu sprężania, pozwalającym na osiągnięcie wysokości nominalnej 4880 m bez chłodzenia mieszanki, jednak sprężarki takie dają znaczne straty na mocy w bliskości ziemi i przy starcie. Chłodzenie podwyższa moc o około 7%.



Rys. 4 Moc silnika na wysokości przy różnych typach sprężarek.

Przy dostatecznym chłodzeniu mieszanki sprężarka jednostopniowa pozwala na utrzymanie niezmienionego ciśnienia ładowania aż do wysokości granicznej nieco powyżej 7620 m lub 9140 m. Nawet jednak przy chłodzeniu mieszanki straty na napęd sprężarki obniżyłyby moc w bliskości ziemi i podczas startu tak znacznie, że układ taki byłby niecelowy.

Sprężarka dwubiegowa umożliwia podwyższenie mocy silnika w bliskości ziemi (patrz rys. 4). Sprężarka dwustopniowa jest usprawiedliwiona jedynie wówczas, gdy na silniku z gaźnikiem, umieszczonym przed oboma stopniami, lub też z wtryskiem paliwa zapewnione jest dostateczne chłodzenie pomiędzy stopniami sprężarki. Konstrukcja takiego silnika wypadnie bardzo ciężka. Wbudowanie chłodnicy między jednostopniową sprężarkę i cylindry silnika gwiazdowego sprawia duże trudności.

Z teoretycznego punktu widzenia najkorzystniejsze wyniki dałaby sprężarka o dowolnie zmiennej ilości obrotów. Te warunki są przedstawione w rodzinie krzywych na rys. 4 przez krzywą stopniowo opadającą z wysokością. Temperatura mieszanki w przewodach wlotowych zostaje przyjęta jako stała, gdyż jej graniczna wartość jest wyznaczona przez jakość użytego paliwa, wyrażającą się skłonnością do detonacji w cylindrze.

Sprężarka napędzana turbiną spalinową, nie wykazująca żadnych strat z powodu chłodzenia, okazałaby się pod względem mocy przy ziemi gorsza od sprężarki dwubiegowej (wskutek założenia pewnych strat od zwiększonego ciśnienia na wydechu), na wysokościach 2590 do 4270 m nieco lepsza, powyżej 5490 m wyraźnie lepsza i prawdopodobnie na wysokości 7620 m o 45% lepsza.

Z teoretycznego punktu widzenia najbardziej obiecujące rozwiązania sprężarek są to sprężarka, napędzana turbiną na gazy spalinowe, oraz bezpośrednio sprzężona z silnikiem sprężarka o dowolnej w pewnym zakresie zmienności przekładni, aczkolwiek ostatnia konstrukcja ma znaczenie czysto hipotetyczne. Przy obu tych rozwiązaniach konieczne jest chłodzenie sprężonej mieszanki.

Turbina na gazy spalinowe daje prawdopodobnie w sumie mniejszy ciężar, aniżeli oddzielny kolektor spalin przyjętego typu. Wysuwano również pogląd, że, przy zastosowaniu turbiny, przewody wydechowe, zawory i otwory wydechowe są narażone na przeciwciśnienie, które może okazać się w pewnych wypadkach szkodliwe. Pogląd ten nie został nigdy dowiedziony.

O ile autorowi wiadomo, rozwiązanie napędu o dowolnej zmienności przekładni nigdy nie było urzeczywistnione. Rozwiązanie to byłoby pod względem mechanicznym bez porównania bardziej złożone, aniżeli wszelkie rozwiązania, stosowane dotychczas.

Dzięki dobrym wynikom, uzyskiwanym przy użyciu sprężarki dwubiegowej (oraz dwustopniowej, jeśli tego wymaga chłodzenie mieszanki) do wysokości 3660 m, sprężarka o bezpośrednim napędzie zachowuje nadal zdobyte stanowisko i utrzyma się na nim dopóty, dopóki lotnictwo wojskowe i komunikacyjne nie zaostrzy swoich wymagań w stosunku do mocy silników na wysokości.

Względem, ograniczającym wysokość lotu, jest wygoda pasażerów, narażona na szwank po przekroczeniu wysokości 4270 m.

W ostatnich dwóch latach omawiano wielokrotnie kabiny, zaopatrywane w sprężone powietrze. Zwiększenie wysokości lotu będzie możliwe pod warunkiem zapewnienia należytego komfortu pasażerom. Autor jest zdania, że tempo rozwoju nowoczesnej komunikacji lotniczej byłoby znacznie szybsze, gdyby udało się usunąć niedogodności, spowodowane zmiennością wysokości podczas lo-

tu. Należy przypuszczać, że publiczność, przyzwyczaiwszy się do lotów w tak wyposażonym samolocie, wymagałaby regulacji ciśnienia w kabinie nawet dla wysokości poniżej 4200 m, podobnie, jak wymaga obecnie wentylowanych wagonów kolejowych.

Czy można zatem liczyć, że silnik chłodzony powietrzem, dostarczy na wysokości dostatecznej mocy i znajdzie warunki odpowiedniego chłodzenia? Dostosowanie żeberek chłodzących cylindrów do warunków, panujących podczas pracy silnika w bliskości ziemi, pozwala liczyć na dostatecznie intensywne chłodzenie na wysokości silnika, pracującego przy takiej samej mocy. Zawód pod tym względem ze strony chłodzenia powietrznego zmusiłby do zwrócenia się o pomoc do chłodzenia cieczą, jednak wszystkie dostępne dane wskazują, jak już zaznaczono, że chłodzenie powietrzne okaże się na wysokości zadania.

5. Tworzenie mieszanki

W obecnej chwili zamarzanie gaźników stanowi przy silnikach o dużej mocy zagadnienie bardzo poważne. Otoczenie gaźnika dostatecznie dużym płaszczem ogrzewającym dla całkowitego zapobieżenia zamarzaniu jest niemożliwe. Przy wprowadzeniu gazów wydechowych do płaszcza wydziela się ze spalin woda, zamarzająca w zimie i wymagająca starannego odwodnienia, aby zapobiec uszkodzeniu gaźnika. Kanały odpływowe muszą być tak położone, aby woda również w nich nie mogła zamarzać. Trudności te uniemożliwiają zastosowanie tej metody do gaźników silników dużej mocy. Stosuje się na dużą skalę podgrzewanie powietrza przed gaźnikiem, metodę w obecnej chwili szeroko rozpowszechnioną, jednak nie pozbawioną słabych stron. Niestaranna regulacja podgrzewania daje zbyt wysokie temperatury, stające się przyczyną wybuchów w cylindrach mimo nawet ich niskich temperatur. Tak więc stwierdzono w pewnym wypadku silne wybuchy, będące konsekwencją zbyt silnego podgrzania powietrza przy temperaturach cylindrów, wynoszących tylko 120° i przy temperaturze powietrza 30° na wysokości 920 m. W ogólności polecany jest start bez podgrzewania powietrza, jeśli tylko panująca temperatura powietrza otaczającego pozwala na uzyskanie dostatecznej mocy. Ta metoda podgrzewania wymaga uważnego dostosowania się do warunków atmosferycznych. Poważne niebezpieczeństwo zamarzania gaźnika usprawiedliwia stosowanie podgrzewania nawet podczas startu. Przy obecnych konstrukcjach podgrzewacz powinien być tak duży, aby zapewnić stopienie lodu w gaźniku nawet w najbardziej niepomyślnych warunkach. Wystarczający do tych celów podgrzewacz wypada ciężki, duży i drogi, jednak z punktu widzenia bezpieczeństwa rola jego przy współczesnych rozwiązaniach gaźników jest bardzo ważna.

Możliwość postępu pod względem zapobiegania zamarzaniu gaźników leży również w zastosowaniu alkoholu, specjalnie wtryskiwanego do tego celu. Metoda ta znajduje się dopiero w stadium prób, jednak leżą przed nią znaczne możliwości. Duże zasługi w tym kierunku należy przypisać Anglikom [1]. Alkohol rozluźnia spójność lodu z metalem i prowadzi w ten sposób do natychmiastowego usunięcia niebezpieczeństwa zamarzania. Do tego celu mogą być użyte urządzenia wtryskujące, działające samoczynnie lub też uruchomiane ręcznie. Wtrysk alkoholu następowałby jedynie w razie potrzeby i pozwoliłby zapewne na obniżenie ciężaru urządzeń podgrzewających. Dopływ alkoholu w ilości, odpowiadającej 5% doprowadzanego paliwa, wydaje się dostateczny, wystarczyłoby zatem zabierać na samolot niewielkie ilości alkoholu.

Zastosowanie wtrysku paliwa, zwłaszcza do cylindrów, pozwala na całkowite pozbycie się niebezpieczeństwa zamarzania gaźników. Wtrysk paliwa nie jest jeszcze tak dalece rozwinięty, aby istniała możliwość wyczerpującego porównania obu systemów. Mimo to nie ulega wątpliwości, że gdyby wtrysk paliwa był dziś ogólnie przyjęty i wysunięta została propozycja wprowadzenia gaźnika z jego stanowczo mniejszym kosztem, prostotą konstrukcji i brakiem ruchomych części, wówczas konstruktor gaźnika zostałby przyjęty mimo pewnych wad tego układu z otwartymi ramionami. Być może, iż lotnictwo wojskowe zgodzi się na poniesienie wyższych kosztów urządzeń wtryskowych, lotnictwo komunikacyjne natomiast z trudnością dopatrzyłoby się korzyści w tym układzie, zdecydowanie gorszym pod względem kosztów i niezawodności pracy, czynników tak ważnych dla lotnictwa komunikacyjnego.

Gaźnik Chandler-Groves zdaje się zapewniać bezpieczeństwo pod względem zamarzania. Wprowadza on mieszankę paliwa z powietrzem bezpośrednio do kanału zasilającego sprężarki, dzięki czemu mieszanka nie wchodzi w zetknięcie z przepustnicą ani z innymi drobnymi częściami. Gaźnik ten został bliżej opisany przez Johnsona [2]. Wyczerpujące próby przy wszelkiego rodzaju warunkach nie wykazały w żadnym wypadku skłonności tego gaźnika do zamarzania, aczkolwiek normalny gaźnik musiał walczyć z tego rodzaju trudnościami w podobnych okolicznościach.

(D. n.)

[1]) „Freezing In Carburettors", Andrew Swan, Aircraft Engineering, January 1936, str. 3—6. Streszczone w Techn. Now. Lotn., marzec 1936, str. 67—68.

[2]) S. P. Johnston. Aviation N. 5, 1936, str. 15.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Ś. p. Płk. Inż. MICHAŁ BRUNON TŁUCHOWSKI



Nieubłagana śmierć wyrwała z szeregów polskiego lotnictwa wojskowego jednego z bardziej zasłużonych, ś. p. płk. inż. Michała Brunona Tłuchowskiego.

Ś. p. płk. Tłuchowski urodził się w 1885 r. w Ciełuchowie, pow. Lipnowskiego. Po ukończeniu w 1906 r. Szkoły Handlowej Jeżewskiego w Warszawie wyjechał do Belgii, gdzie rozpoczął studia techniczne w Państwowym Uniwersytecie w Liege, a następnie zakończył je w Ecole Supérieure d'Aéronautique w Paryżu.

Wkrótce po wybuchu wojny światowej, we wrześniu 1914 r., ś. p. płk. Tłuchowski został powołany do armii rosyjskiej i przydzielony do oddziału lotniczego przy 1-szym korpusie armii, skąd po roku został przeniesiony do szkoły wojskowej w Oranienbaumie pod Petersburgiem. Po ukończeniu tej szkoły w grudniu 1915 r. pełnił służbę oficera młodszego kompanii w jednym z zapasowych batalionów piechoty. Od grudnia 1915 r. do czerwca 1918 r. pełnił nieprzerwanie służbę na różnych stanowiskach techniczno-administracyjnych w oddziałach lotniczych, z początku w armii rosyjskiej, a następnie w 1-szym Korpusie Wschodnim.

Od wstąpienia do armii polskiej w listopadzie 1918 r., aż do ostatnich dni swojego życia, ś. p. płk. Tłuchowski pełnił nieprzerwanie służbę w polskim lotnictwie wojskowym na odpowiedzialnych stanowiskach techniczno - administracyjnych. Tylko na krótki okres czasu w 1920 r. ś. p. płk. Tłuchowski odrywa się od umiłowanej pracy w lotnictwie, wstępując ochotniczo do 211 pułku ułanów, z którym wyrusza na front jako młodszy oficer szwadronu.

Nie ustając nigdy w pracy dla dobra polskiego lotnictwa, ś. p. płk. Tłuchowski dwukrotnie wyjeżdża do Francji: raz jako przedstawiciel lotnictwa do Wojskowej Misji Zakupów w Paryżu, drugi raz dla przestudiowania fabrykacji lotniczej w fabrykach francuskich.

Zainteresowanie się ś. p. płk. Tłuchowskiego lotnictwem datujące się jeszcze z czasów przed wojną światową, trwa więc przez długi okres dwudziestu kilku lat pracy, świadczącej, że Zmarły całe swoje życie poświęcił umiłowanemu przez siebie lotnictwu. Przełożeni w całej pełni doceniali niezwykłe zalety umysłu i charakteru Zmarłego, powierzając Mu kolejno różne stanowiska, wymagające zarówno szerokich horyzontów umysłowych, jak i rozległego doświadczenia techniczno - administracyjnego.

Ś. p. płk. Tłuchowski, jako zastępca Kierownika Zaopatrzenia Lotnictwa, brał bardzo czynny udział w ustalaniu potrzeb materiałowych lotnictwa i w organizacji nadzoru nad fabrykacją sprzętu lotniczego w kraju. Ostatnio, jako Kierownik Fabrykacji Lotniczej, dążył do zespolenia wysiłków, zmierzających do opanowania w kraju fabrykacji wszystkich elementów sprzętu lotniczego i postawienia tej fabrykacji na jak najwyższym poziomie technicznym.

Ś. p. płk. Tłuchowskiego cechowała niezwykła żywość i energia i nic nie wskazywało, że organizm Jego nurtuje ciężka, nieuleczalna choroba. Do ostatka był wzorem pracowitości i dopiero śmierć Jego wykazała, że tylko ogromna siła woli i umiłowanie lotnictwa pozwoliły ś. p. płk. Tłuchowskiemu do ostatnich niemal chwil życia pracować i przezwyciężać ciężkie niedomagania fizyczne, których nikt się nie domyślał. To niezwykłe panowanie ducha nad ciałem może być dla nas wszystkich wzorem.

Ś. p. płk. Tłuchowski był wymagającym zwierzchnikiem żądał od podwładnych oddania wszystkich sił dla służby w lotnictwie, ale miał do tego nietylko formalne prawo jako zwierzchnik, lecz i moralne, jako człowiek, który całe życie poświęcił lotnictwu.

Na krótko przed śmiercią ś. p. płk. Tłuchowski został mianowany pułkownikiem i odznaczony Złotym Krzyżem Zasługi.

W przeddzień swojej śmierci ś. p. płk. Tłuchowski przekonał się, że praca Jego jeszcze raz znalazła uznanie i odszedł od nas w przeświadczeniu, że szedł trudną, lecz dobrą drogą przez życie.

Cześć Jego pamięci!

DELEGACI DO WŁADZ N. O. I.

Uzupełniając spis nowych Władz, zamieszczony w poprzednim numerze, podajemy poniżej nazwiska nowomianowanych przez Zarząd delegatów:

Na zjazd delegatów NOI: kol. kol. W. Challier, K. Jagoszewski i S. Olszewski.

Do Rady Głównej NOI.: kol. kol. W. Challier i K. Jagoszewski.

SPROSTOWANIE

W składzie Komisji Wydawniczej, podanym w zeszłym numerze Techn. Now. Lotn. zostało omyłkowo opuszczone nazwisko jej członka kol. J. Pawlikowskiego.

DYŻURY ZARZĄDU

Z dniem 30 kwietnia r. b. zostały wprowadzone dyżury Zarządu Z. P. I. L. w Instytucie Aerodynamicznym (ul. 6 sierpnia Nr. 50). Celem dyżurów jest załatwianie spraw członków Z. P. I. L. Dyżury będą się odbywały w każdy piątek od godz. 19 do 20.

KOMISJA ODCZYTOWA

Komisja Odczytowa ponawia swój apel do Kolegów o zgłaszanie referatów na zebrania odczytowo - dyskusyjne i ze swej strony podaje szereg tematów z dziedziny wyposażenia pokładowego i naziemnego, prosząc zainteresowanych Kolegów o podjęcie się opracowania niektórych z nich.

1. Elektryfikacja urządzeń pokładowych na samolotach.
2. Oświetlenie tablic przyrządów pokładowych promieniami pozafiołkowymi (lampy rtęciowe z filtrami).
3. Możliwości fotografii lotniczej i balonowej w podczerwieni.
4. Nowoczesne metody organizacji radiowej służby portowej.
5. Racjonalne sposoby zmniejszenia samolotowych tablic przyrządów pokładowych, (przyrządy wielowskaźnikowe).
6. Radiogoniometry pokładowe i naziemne, — porównanie obu systemów.
7. Służba meteorologiczna w lotnictwie.
8. Loty aerologiczne i ich znaczenie dla podawania prognozy meteorologicznej.
9. Systemy zaopatrzenia w tlen dla lotów wysokościowych.
10. Systemy wyposażenia szybowców w przyrządy pokładowe.

DEKLARACJA PREZYDIUM N. O. I.

Prezydium N. O. I. przesłało do wiadomości Zarządu Z. P. I. L. odpis wysłanego przez siebie do płk. Adama Koca listu o następującej treści:

Do
Pana Płk. Adama Koca

Naczelna Organizacja Inżynierów R. P., reprezentująca ogół inżynierów polskich, zrzeszonych w poszczególnych organizacjach inżynierskich, wchodzących w skład N. O. I., a mianowicie:

1. Związek Polskich Inżynierów Elektryków,
2. Związek Inżynierów Chemików R. P.
3. Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników Polskich
4. Związek Polskich Inżynierów Kolejowych
5. Związek Inżynierów Drogowych R. P.
6. Społeczne Zrzeszenie Inżynierów R. P.
7. Polski Związek Inżynierów Budowlanych
8. Stowarzyszenie Polskich Inżynierów Przemysłu Naftowego w Borysławiu
9. Polskie Towarzystwo Politechniczne we Lwowie
10. Stowarzyszenie Inżynierów w Poznaniu
11. Izba Inżynierska we Lwowie
12. Związek Polskich Inżynierów Lotniczych.
13. Stowarzyszenie Polskich Inżynierów Górniczych i Hutniczych
14. Stowarzyszenie Inżynierów Wodnych

oświadcza, że cele i zadania, program działalności i metody pracy N. O. I. zakreślone są po linii wytycznych, zawartych w deklaracji ideowej Pana Pułkownika z dnia 21 lutego 1937 roku.

N. O. I. opiera się na zasadzie, że inżynierowie polscy jako czynnik twórczy społeczno-gospodarczy są obowiązani i uprawnieni do czynnego i bezpośredniego współdziałania z tworzeniem polskiego życia państwowego i narodowego, indywidualnie przy swych poszczególnych warsztatach pracy, przede wszystkim zaś jako zorganizowany i zdyscyplinowany zespół stanu inżynierskiego w Polsce.

Stając na apel Pana Pułkownika, N. O. I. łącznie ze swymi Oddziałami Okręgowymi:

Wielkopolskim w Poznaniu,
Małopolskim we Lwowie,
Pomorskim w Toruniu,
Śląsko-Dąbrowskim w Katowicach

zgłasza gotowość jaknajściślejszego współdziałania ze zjednoczonymi siłami całego społeczeństwa polskiego pod wodzą kierowniczej woli państwowej.

Prezydium Rady Głównej N. O. I.
L. S.

Sekretarz
(—) *inż. J. Nechay.*

(—) *inż. A. Bobkowski,*
podsekretarz stanu.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

O technice przelotu wygłosił dnia 2 kwietnia 1937 r. p. Kazimierz Dzwonkowski.

Odczyt ten wraz z dyskusją podajemy w całości na str. 88—91 niniejszego numeru.

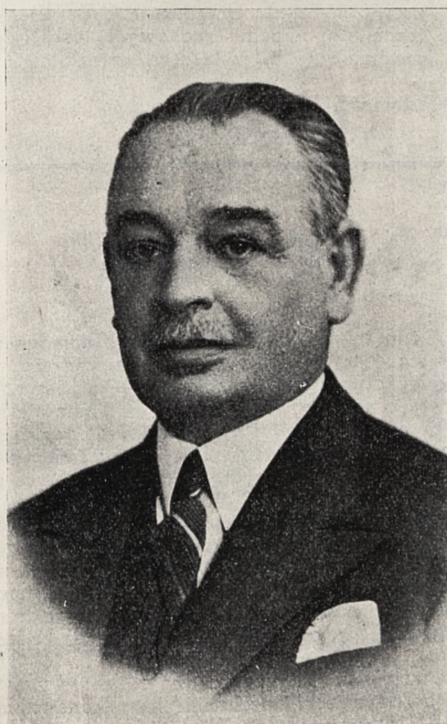
Cele N. O. I. i pierwszy polski kongres inżynierów wygłosił dnia 16 kwietnia 1937 r. inż. Konrad Jagoszewski.

Ze względu na spóźnione dostarczenie materiału streszczenie tego odczytu oraz dyskusji zostanie zamieszczone w następnym numerze.

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

Ś. P. ZYGMUNT ZAKRZEWSKI

Inżynier technolog, pierwszy prezes Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych



Dnia 1 kwietnia r. b. zmarł w Warszawie inż. Zygmunt Zakrzewski — członek założyciel i Pierwszy Prezes Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych.

Absolwent Instytutu Technologicznego w Charkowie w 1900 r., a następnie współwłaściciel zakładów przemysłowych budowy kotłów parowych i konstrukcji metalowych w tym mieście, przyjmował również żywy udział w pracy społecznej i zawodowej tamtejszej kolonii polskiej, a zwłaszcza na zaszczytnym stanowisku Prezesa Stowarzyszenia Techników Polskich. Podczas wielkiej wojny uczestniczy Zygmunt Zakrzewski w pracach organizacji POW — grupa Wschód, za którą to działalność zostaje odznaczony następnie Krzyżem Niepodległości.

W 1919 r. powraca do kraju, gdzie po kilkuletniej pracy przemysłowej zostaje powołany w 1925 r. na stanowisko Naczelnego Dyrektora Zakładów Mechanicznych E. Plage i T. Laśkiewicz w Lublinie w związku z uruchomieniem przez te zakłady pierwszej po wojnie wytwórni płatowców, którą kieruje do 1934 r. Staje się tym samym jednym z pionierów przemysłu lotniczego w Polsce Niepodległej. Obdarzony charakterem szlachetnym, umysłem jasnym, bystrym i praktycznym, nie szczędził nigdy swych sił w dążeniu do realizacji stojących przed nim zadań przemysłowych.

Jako jedno z tych zadań wysunął stworzenie organizacji zrzeszającej przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego w Polsce, która mogłaby przewodzić tej młodej gałęzi przemysłowej i pracować dla pomyślnego jej rozwoju.

W 1927 r. jako jeden z głównych organizatorów staje na czele Zrzeszenia P. P. L. Pełniąc przez długie lata godność Prezesa, dał się poznać jako człowiek szerokiego umysłu, ogromnej pracowitości i złotego serca, które to zalety zaskarbiły mu ogólne poważanie, uznanie i prawdziwie szczerą sympatię.

Za zasługi na polu przemysłu lotniczego odznaczony został Złotym Krzyżem Zasługi. Ponadto za obronę mienia polskiego w Rosji otrzymał specjalną odznakę, a także Gwiazda Górnośląska przypadła mu w udziale za wydatne popieranie powstańców Górnośląskich.

Odszedł jeszcze w sile wieku — strudzony ciężką, a niszczącą pracą, która prawie zawsze przypada w udziale pionierom, idącym w pierwszym szeregu, niebacznym na trudności organizującego się życia przemysłowego. Odszedł człowiek prawy, kryształowy i dobry.

Cześć Jego pamięci!

1. Dnia 1. IV. r. b. zmarł pierwszy Prezes i założyciel Zrzeszenia P. P. L. inż. Zygmunt Zakrzewski. Zrzeszenie złożyło wieniec na trumnie zmarłego, zaś Członek Zarządu inż. K. Fangor wygłosił nad grobem przemówienie w imieniu Zarządu. Zmarłemu poświęcamy oddzielne wspomnienie.

2. Do Zrzeszenia przystąpiły następujące firmy: W. Stelmaszyk, Lubelska Wytwórnia Części Lotniczych w Lublinie oraz Warsztaty Szybowcowe Sp. z o. o. w Warszawie.

3. Niżej wymienione firmy jako wystawcy w Dziale Lotniczym wystawy WMEL, organizowanym przez Zrzeszenie P. P. L. otrzymały następujące odznaczenia państwowe:

Grand Prix (Wielka Nagroda)

„Huta Pokój" Śląskie Zakłady Górniczo - Hutnicze S. A., Katowice — Za wybitne zasługi w dziedzinie wytwarzania stali szlachetnej.

Państwowe Zakłady Inżynierii, Warszawa — Za działalność w dziedzinie motoryzacji.

Państwowe Zakłady Tele- i Radiotechniczne, Warszawa — Za produkcję sprzętu telekomunikacyjnego.

Państwowe Zakłady Lotnicze, Warszawa — Za wybitny postęp techniczny.

Tow. Starachowickich Zakładów Górniczych S. A., Starachowice — Za wysoki poziom produkcji.

Walcownia Metali S. A., Dziedzice — Za całokształt produkcji w dziedzinie walcowania metali półszlachetnych.

Wytwórnia Balonów i Spadochronów, Legionowo — Za produkcję balonów.

Dyplom honorowy:

Doświadczalne Warsztaty Lotnicze, Sp. z o. o. Warszawa — Za konstrukcję płatowców.

Bracia Konopaccy, Przemysł Drzewny i Fabryka Dykt w Mostach — Za produkcję dykt do wyrobu płatowców.

Lilpop, Rau i Loewenstein S. A., Tow. Przemysłowe Zakładów Mechanicznych, Warszawa — Za całokształt produkcji.

Polskie Zakłady Optyczne S. A., Warszawa — Za różnorodną produkcję precyzyjnych instrumentów optycznych.

„Stomil" S. A., Poznań — Za produkcję opon i dętek samochodowych i samolotowych.

Medal złoty:

G. Gerlach, Fabryka Instrumentów Geodezyjnych i Rysunkowych, Warszawa — Za produkcję instrumentów pomiarowych.

E. Mieszczański i T. Jaroszewski i S-ka w Warszawie, Sp. z o. o. — Za produkcję odlewów z metali.

Polskie Zakłady Elektrotechniczne „Era" S. A., Włochy — Za produkcję silników do celów specjalnych.

A. Steinhagen i H. Stransky w Warszawie — Za produkcję silników spalinowych.

Towarzystwo Sosnowieckich Fabryk Rur i Żelaza S. A., Sosnowiec — Za produkcję rur specjalnych.

„Tudor" S. A. w Piastowie — Za produkcję akumulatorów.

Warsztaty Szybowcowe, Warszawa — Za produkcję szybowców własnej konstrukcji.

Medal srebrny:

S. Jabłoński w Poznaniu — Za wyroby metalowe dla lotnictwa.

H. Liefeldt i St. Schiffner, Warszawa — Za produkcję części samochodowych i samolotowych.

„Motolux" w Warszawie — Za produkcję synchronizatorów do karabinów lotniczych.

Przetwórnia Olejów Roślinnych S. A., w Radomiu — Za produkcję lakierów i emalii dla lotnictwa.

W. Szomański i S-ka S. A. Fabryka Śmigieł, Wyrobów Drzewnych i Metalowych — Za produkcję śmigieł lotniczych.

W. Stelmaszyk w Lublinie — Za produkcję obrotników do karabinów maszynowych.

„Vulcanit" w Warszawie — Za wyroby gumowe dla celów lotnictwa.

Zakłady Kauczukowe „Piastów" S. A. w Piastowie — Za wyroby gumowe dla przemysłu samochodowego i lotniczego.

4. Urząd Patentowy R. P. w Nr. 3 r. b. udzielił patentów*) na następujące wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr. 24612. I. G. Farbenindustrie Aktiengesellschaft (Frankfurt n. M., Niemcy). Sposób wytwarzania paliwa do silników, nie powodującego stukania.

Nr. 24600. Telefunken Gesellschaft für drahtlose Telegraphie m. b. H. (Berlin, Niemcy). Goniometr przestrzenny.

Nr. 24525. Polskie Zakłady Optyczne Spółka Akcyjna w Warszawie (Warszawa, Polska). Horyzont sztuczny.

Nr. 24595. Bendix Aviation Corporation (Chicago, Illonois, Stany Zjednoczone Ameryki). Elektryczny rozrusznik do silników spalinowych.

Nr. 24616. Adam Faliszewski (Kraków, Polska). Urządzenie stabilizacyjne do samolotów.

Nr. 24566. S-té du Duralumin (Paryż, Francja). Sposób wyrobu śmigieł.

Nr. 24624. Doświadczalne Warsztaty Mechaniczne „Aero" Spółka z ograniczoną odpowiedzialnością (Warszawa, Polska). Urządzenie hydrauliczno-powietrzne do napędu ruchomych części pojazdów mechanicznych, zwłaszcza samolotów.

*) „Wiadomości Urzędu Patentowego".

NOWE WYDAWNICTWA

BEITRÄGE ZUR FLUGTECHNIK, pamiątkowe wydawnictwo zbiorowe pod redakcją *R. Katzmayr'a*. Str. 43, 4°, z 19 rys. Wien 1937 (Verlag J. Springer). Cena RM 5,40.

Niewielka książka, wydana ku upamiętnieniu 25-lecia działalności Laboratorium Aeromechanicznego przy katedrze lotnictwa Politechniki Wiedeńskiej, jednego z najwcześniej powstałych zakładów badawczych tego typu, wywołuje szczególne wrażenie z świetle melancholijnych wspomnień redaktora, a jednocześnie kierownika instytucji. Niegdyś jedno z przodujących ognisk pracy naukowej i technicznej, zapoczątkowane przez prof. *R. Knoller'a*, wyrosłe w sprzyjających warunkach, jakie stwarzała stolica bogatego C. K. mocarstwa, skupiające przy swym warsztacie szereg niezwykle twórczych jednostek, zeszło obecnie do rzędu zakładów pomniejszych, a nawet stało się nieomal „straconą placówką". Wielu jego wybitnych pracowników znalazło sobie po wojnie nowe wdzięczniejsze tereny pracy na szerokim świecie. Nieliczni zaś pozostali w ciężkiej walce trzymają się głównie nadzieją na „lepsze czasy" dla austriackiego lotnictwa i dla swej szacownej lecz zubożałej i powstrzymanej w rozwoju pracowni; w niej samej już chcą widzieć obecnie zaledwie „komórkę zarodkową", którą dopiero pomyślniejsza przyszłość może powołać do nowego życia.

W krótkim opisie laboratorium *R. Katzmayr* nie może poszczycić się niczym więcej ponad przestarzały, w swoim czasie „wielki", tunel aerodynamiczny — pionowy, z otwartą przestrzenią pomiarową (przekrój w kształcie wydłużonego 8-kąta o wymiarach 191 × 133 cm², prędkość wiatru do 26 m/sek), z której cztery wentylatory śmigłowe, pędzone silnikami o łącznej mocy 36 KM, ssą powietrze nadół, by następnie czterema kanałami pionowymi tłoczyć je do nadbudowanej komory 500 m³, gdzie traci ono niemal całą prędkość i skąd powraca przez dyszę do przestrzeni pomiarowej. Instalacja ta obsługiwana jest przez przestarzałe również choć interesujące urządzenia wagowe i uzupełniona dwoma znacznie mniejszymi tunelami, przeznaczonymi dla ćwiczeń studenckich, oraz małym kanałem do badań geometrii opływu.

Dalsze artykuły dotyczą bardzo różnorodnych tematów z zakresu aerodynamiki, mechaniki lotu, konstrukcji, statyki lotniczej i wytrzymałości. Z pośród prac autorów pozostałych nadal na terenie wiedeńskim, wymienimy kolejno: *F. Magyar*, studium trwałych i nietrwałych opływów cyrkulacyjnych płynu lepkiego na podstawie równań navierstokes'a; rozpatrzone jest kilka przypadków krążenia dokoła prostego walca kołowego, a mianowicie: 1) ruch, wy-

tworzony przez obrót walca, początkowo silnie wirowy lecz stopniowo zdążający do asymptotycznego krążenia niewirowego, 2) ruchy o bardziej ogólnym charakterze, 3) krążenie dokoła nieruchomego walca, 4) podtrzymywanie krążenia dokoła hamowanego w obrocie walca.

E. Melan przyczynek do statyki dźwigarów kratowych przestrzennych — metoda wyznaczania reakcji podpór i sił wewnętrznych dla dźwigarów obciążonych nie w płaszczyźnie symetrii przy pomocy planów przesunięć Williot'a i funkcyj wpływu.

J. Ratzersdorfer, wytrzymałość na wyboczenie zastrzałów samolotowych o zmiennym przekroju; metoda wyznaczania siły krytycznej, polegająca na zastąpieniu równania różniczkowego przez różnicowe i kolejne przybliżenia, poparta jest przykładami liczbowymi.

Przez dawnych pracowników Laboratorium Wiedeńskiego rozsianych obecnie po obcych krajach, nadesłane zostały artykuły następujące:

A. Pröll (Hannover), przyczynek do teorii figoid (krzywoliniowych torów lotu w płaszczyźnie pionowej). — jest to druga z kolei próba autora uogólnienia teorii Lanchester'a tym razem przy zachowaniu założenia, że ciąg śmigła wyrównywa opór czołowy, natomiast z odrzuceniem upraszczającej hypotezy nieskończ. wielkiej stateczności podłużnej a więc stałego kąta natarcia. Zagadnienie traktowane jest w sposób przybliżony, jako obliczenie posekcyjne do teorii Lanchester'a. Mało przejrzyste wyniki ilustrowane są przykładem liczbowym i wykresami.

R. v. Mises (Istanbul) snuje wspomnienia z lat 1915-17, gdy zaprojektowany przezeń zbadany w modelu przez laboratorium wiedeńskie, zbudowany i wypróbowany pod kierunkiem autora z dobrym skutkiem, „wielki" na owe czasy samolot bombowy znalazł — wskutek specyficznych warunków upadającej monarchii a. w. — niesławny los niewykorzystanego prototypu. Artykuł zawiera dane co do warunków technicznych (600 KM w 2 silnikach i 24 cylindrach, przy 4 śmigłach pociągowych, 500 kg bomb, 2—3 km) projektu (2-płat 4-słupkowy, 40 kg/m², 7,8 kg/KM, profile o małej wędrówce środka parcia, śmigła ciągnące i pchające o różnych skokach), sposobów obliczeń, przebiegu budowy i prób.

W. B. Klemperer (Silver Lake — Ohio) dał krótkie lecz interesujące uwagi o technice lotów holowanych.

Na zakończenie znajdujemy w opracowaniu *L. Kirste* (St. Cloud, Côteaux Paris) cenny przyczynek do obliczenia lotniczych dźwigarów kesonowych, dający uogólnienie opublikowanej niedawno (L'Aéronautique, styczeń 1937) metody autora, mianowicie uwzględniający przekroje skrzynkowe ze ściankami wewnętrznymi. Metoda polega na prostym rozwiązaniu układu równań różniczkowych, uwzględniony jest przytym również przejrzysty sposób wykreślny.

S. N.

PUBLIKACJE MECHANICZNEJ STACJI DOŚWIADCZALNEJ Politechniki Lwowskiej, Rok 1936 — Część I, str. 68 z 167 rys. Pod redakcją inż. Tadeusza Włodka. Lwów 1936 r.

Nr. 44*) *Inż. St. Hroboni:* „Zależność własności mechanicznych taśm platerowanych od własności płyt stalowych użytych do ich wyrobu".

Badanie przeprowadzono w warunkach fabrycznych na materiale o przeciętnej jakości, porównywując dostawy dwu hut. W obu porównywanych ze sobą materiałach zachodziły drobne różnice w składzie chemicznym i własnościach mechanicznych materiału z głowy i stopy wlewka.

W oparciu o wyniki badania zestawiono wykresy częstotliwości dla Rr i A_{10} taśm platerowanych z dostawy jednej huty. Dla Rr = 34,5 kg/mm² wyniósł rozrzut 8 kg/cm² i dla A_{10} = 40% rozrzut wyniósł 15%.

Nr. 45. *Inż. Wł. Kołodziej:* „Klasyfikacja używanych rur wiertniczych, przeznaczonych do zamykania wód".

*) Bieżący Nr. Publikacji, wychodzących od roku 1927.

Nr. 46. *Inż. J. Miś:* „O konstrukcji i badaniu lin kolejki linowej Kuźnice — Kasprowy Wierch".

Autor podaje wymiary i konstrukcje lin nośnych i pomocniczych kolejki linowej na Kasprowy Wierch, oraz omawia poszczególne fazy przeróbki w wytwórni, z zaznaczeniem miejsc odbioru i kontroli materiału w toku tej przeróbki. Specjalną uwagę zwrócono na jakość i umiejscowienie wykonanych mosiądzem oraz miedzią złącz drutów profilowych. Zaznaczono również sposób obliczania lin. Liny te wykonano po raz pierwszy w krajowej wytwórni: „Fabryka Lin i Drutu dawn. A. Deichsel" — w Sosnowcu. Odbiór oraz kontrolę wyrobu przeprowadziła Mechaniczna Stacja Doświadczalna Politechniki Lwowskiej.

Nr. 47. *Inż. M. Popiel:* „Wzgórki na miseczkach z niklomiedzi i sposoby ich usunięcia".

Autor zajął się zebraniem czynników, wpływających na powstawanie wzgórków w miseczkach z niklomiedzi o składzie chemicznym 80% Cu + 20% Ni i grubości 1,2 mm.

W wyniku dochodzi do wniosku, że dla uniknięcia wzgórków są wymagane temperatury: możliwie wysoka pośredniego żarzenia i dostatecznie wysoka ostatecznego żarzenia.

Stwierdzono również istnienie związku pomiędzy Rr, A_{10}, przebiegiem równomiernych wydłużeń plastycznych przy próbie rozciągania, oraz kierunku tworzenia się wzgórków, w zależności od sposobu walcowania.

Nr. 48. *Prof. Dr. Inż. R. Witkiewicz:* „Z badań nad pomiarami przepływu przez zwężki".

Nr. 49. *Inż. T. Włodek:* „Badania nad doborem kształtu małej próbki na udarność".

Autor przeprowadził porównawcze badania próbek udarnościowych o małych wymiarach, zaproponowanych przez siebie, oraz próbek typu dotychczas stosowanego, jak Mesnager, Izod D. V. M.

Stosowane przez autora próbki o przekroju okrągłym i kwadratowym posiadają wymiary począwszy już od 3 mm i umożliwiają w ten sposób badania zarówno małych części konstrukcyjnych, jak też poszczególnych miejsc w elementach dużych.

Do badania użyto 4-ch najcharakterystyczniejszych rodzai stali konstrukcyjnych, w tym 2 rodzaje stali stopowych.

Uzyskane wyniki wskazują na pełną możliwość zastosowania małych próbek udarnościowych do badań materiałowych, a w szczególności do badań małych, a odpowiedzialnych elementów w lotnictwie.

Nr. 50. Komunikat: „W sprawie cienkościennych rur wiertniczych".

Nr. 51. Komunikat: „O ważniejszych zmianach w zapotrzebowaniu na niektóre materiały wiertnicze".

SUWAK SPAWALNICZY

Sp. Akc. „PERUN" wydała suwak spawalniczy do kalkulacji czasu i zużycia materiałów przy spawaniu acetylenowym, spawaniu elektryczno-łukowym i cięciu tlenem.

W suwaku uwzględniono różne metody spawania acetylenowego stali miękkiej, jak spawanie w lewo, w prawo, w górę, na ścianie pionowej, nad głową, spawanie narożnika i spawanie w pachwinie, dla różnych grubości blach. Ponadto podano wzory na obliczanie kosztów spawania żeliwa, stali nierdzewnej, miedzi, mosiądzu, glinu, niklu, melchioru, monelu i ołowiu, w zależności od grubości części łączonych. Tabela dla spawania łukowego obejmuje wszelkie dane do kalkulacji spawania elementów o grub. 3 — 16 mm., a tabela dla cięcia tlenem uwzględnia cięcie ręczne blach grub. 5 — 75 mm. Kalkulację spawania rur poddano dla średnic od 1 do 10 cali.

Oryginalny ten suwak, będący jedynym tego rodzaju wydawnictwem w świecie, nie jest sprzedawany; otrzymują go bezpłatnie odbiorcy Sp. Akc. „PERUN", oraz osoby pracujące naukowo - technicznie i w szkolnictwie technicznym, na żądanie skierowane p. a. firmy (Jasna 1, Warszawa).

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. **Redaktor odp.:** TADEUSZ STAWIŃSKI

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6. tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3701 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa, Ordynacka 3. tel. 644-59.


DWL
DOSWIADCZALNE WARSZTATY LOTNICZE
WARSZAWA OKĘCIE 971-22